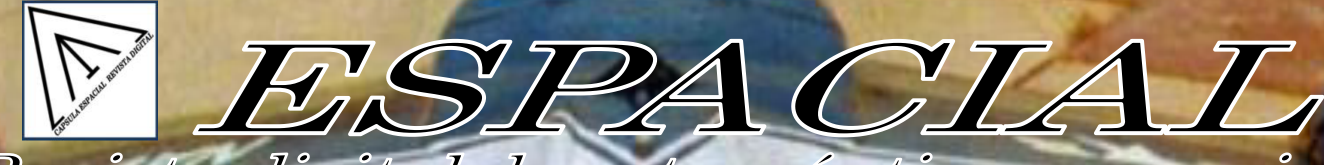
CAPSULA



Revista digital de astronáutica y espacio

Nº 80 - 2023

Aviación



Aviones VTOL-VSTOL





Aviones VTOL/VSTOL décadas 1970 1980 1990 2000 +



Estimados lectores

En esta oportunidad, Cápsula Espacial Aviación nos muestra una gran variedad de aeronaves y conceptos VTOL-V/STOL, como también algunos girodinos que se encuadran en este tipo de aeronaves, desde la década de 1970 en que algunos no pasaron de la etapa de diseño, otros que llegaron a test en túneles de viento o fueron, en parte, operativos, pero solo fueron prototipos y aeronaves que vuelan en la actualidad, espero puedan disfrutar de este compilado.

Usted puede colaborar con la revista para la creación de contenidos a través de los botones de donación que posee el Blog.

Muchas gracias

Biagi, Juan

Contacto



https://capsula-espacial.blogspot.com



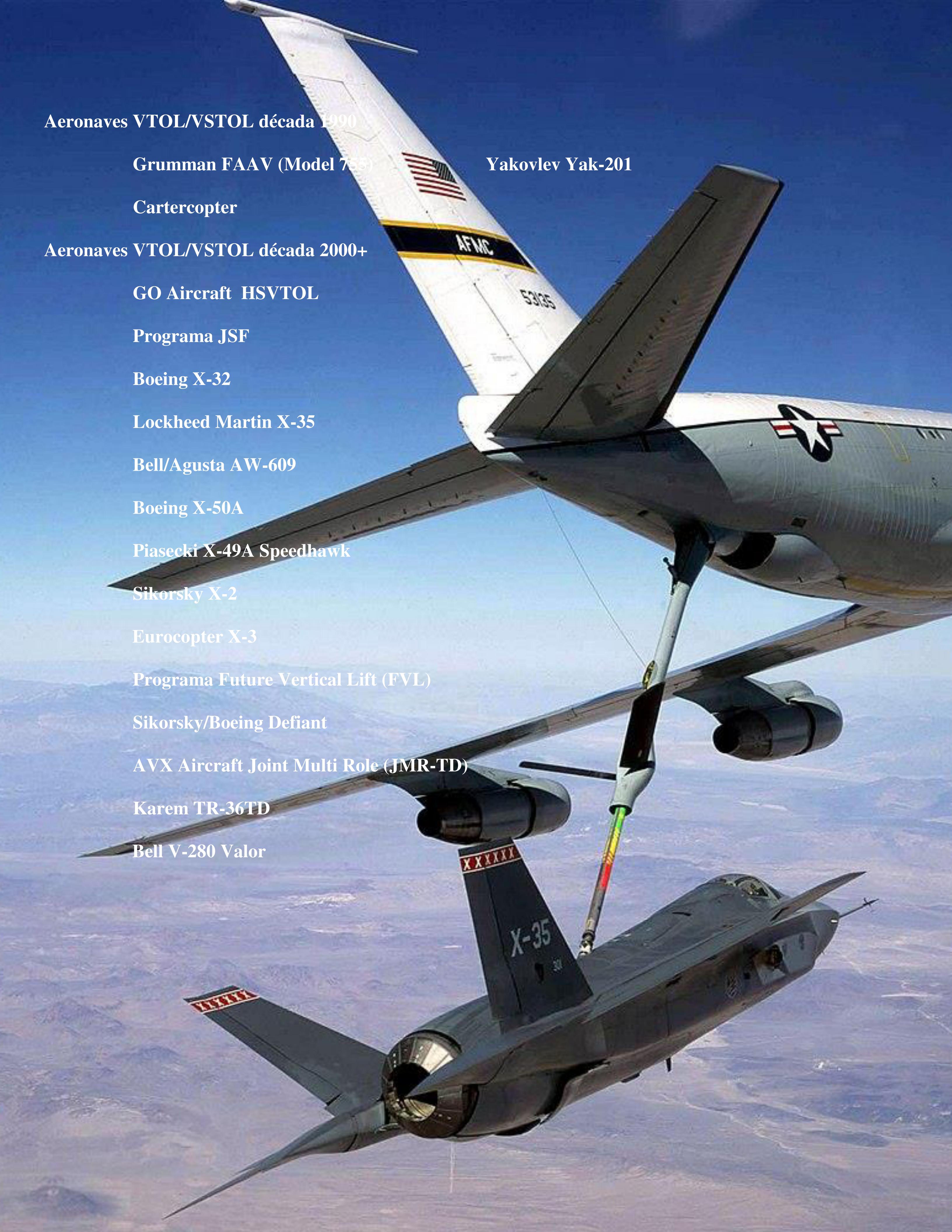
https://www.instagram.com/capsula_espacial/



r.capsula.espacial@gmail.com

Portada: **Avión tipo V/STOL Rockwell XFV-12A**

Contenido



Aeronaves VTOL/VSTOL década 1990

- **Grumman FAAV (Model 755)**
- **Yakovlev Yak-201**
- **Cartercopter**

Aeronaves VTOL/VSTOL década 2000+

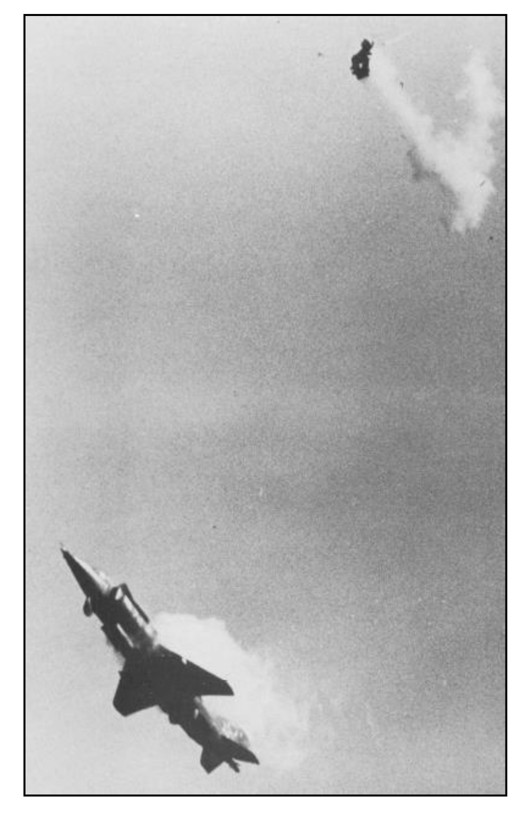
- **GO Aircraft HSVTOL**
- **Programa JSF**
- **Boeing X-32**
- **Lockheed Martin X-35**
- **Bell/Agusta AW-609**
- **Boeing X-50A**
- **Piasecki X-49A Speedhawk**
- **Sikorsky X-2**
- **Eurocopter X-3**
- **Programa Future Vertical Lift (FVL)**
- **Sikorsky/Boeing Defiant**
- **AVX Aircraft Joint Multi Role (JMR-TD)**
- **Karem TR-36TD**
- **Bell V-280 Valor**

Aeronaves VTOL/VSTOL

Década 1970

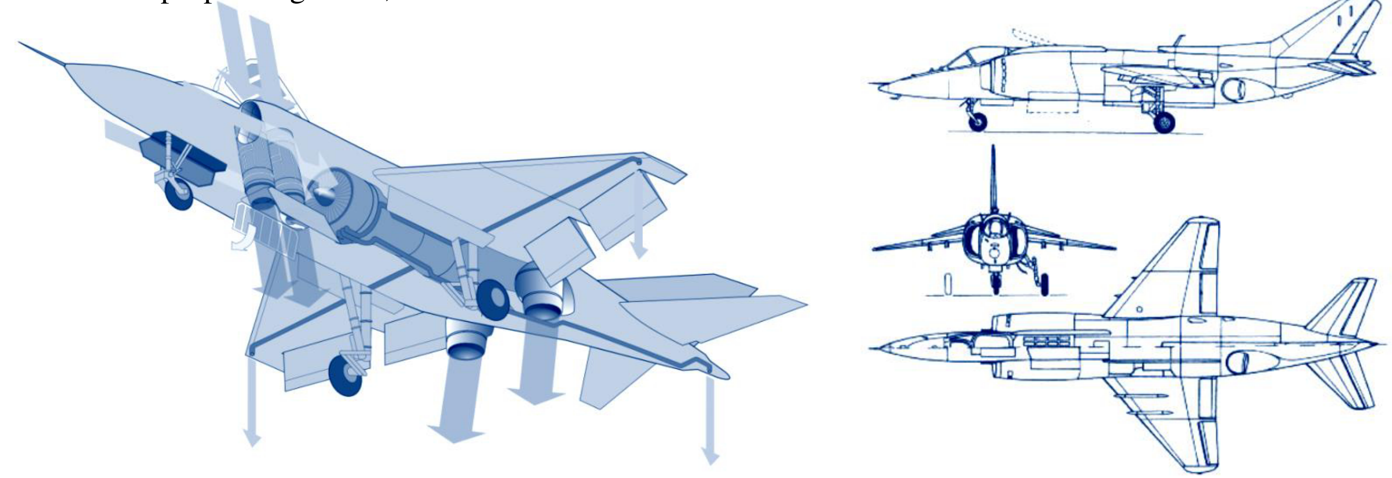
Yakovlev Yak-38

Diseñado por la empresa Yakovlev Design Bureau; los primeros dibujos mostraban un avión supersónico similar al Hawker P.1154 Kestrel, pero con dos motores R27-300; se decidió inicialmente desarrollar un avión relativamente simple limitado a Mach 0,95 a partir del Yakovlev Yak-36 con base en tierra; usaba dos motores de elevación Rybinsk RD-36-35-FVR en línea inmediatamente detrás de la cabina, con el escape del motor a 13° hacia atrás, y un turborreactor Soyuz Tumanskiy/Khatchaturov R-27V-300 en la zona central del fuselaje, la propulsión se desviaba a través de dos toberas de vectorización accionadas hidráulicamente (conectadas por un eje transversal), una a cada lado del fuselaje, justo detrás del borde del ala; tenía una longitud de 16,37 m; 4,25 m de altura; 7,32 m de envergadura y 18,5 m^2 de área alar; su velocidad máxima era de 1280 Km/h; tenía 1300 Km de alcance y 11000 m de techo de servicio.



El motor de turbina principal R27V-300 se encontraba situado de forma horizontal en el fuselaje, detrás de los motores verticales, el tren de aterrizaje era del tipo triciclo; la cabina monoplaza llevaba un asiento eyectable K-36VM, que podía activarse de forma automática mediante el sistema SK-EM, durante los despegues y aterrizajes en caso de fallas; la aviónica era simple, instrumentos análogos tipo reloj, con radios, sistema de identificación amigo/enemigo (IFF), sistema de navegación, y sistema registrador de datos, no llevaba radar en el cono delantero ni sistema de dirección de tiro.

Podía llevar como armamento un cañón GSh-23L de 23 mm transportado en uno o dos pares de vainas UPK-23-250 fijadas debajo de los pilones externos de las alas, también se desarrolló un pod integrado ventral montado en el centro, designado como VSPU-36 que contenía también un cañón GSh-23L, pero su suministro de municiones consistía en 160 rondas en lugar de las 250 como en las cápsulas de ala UPK-23-250; 2 misiles antibuque o aire-superficie Kh-23 (AS-7 Kerry) que requería una cápsula de guía Delta-V en una de las torres internas, misiles aire-aire R-60 o R-60M (AA-8 Aphid) que podían transportarse debajo de los pilones externos; 2 bombas FAB-500 o 4 FAB-250 de propósito general, 2 bombas incendiarias ZB-500 o 2 bombas nucleares RN-28.

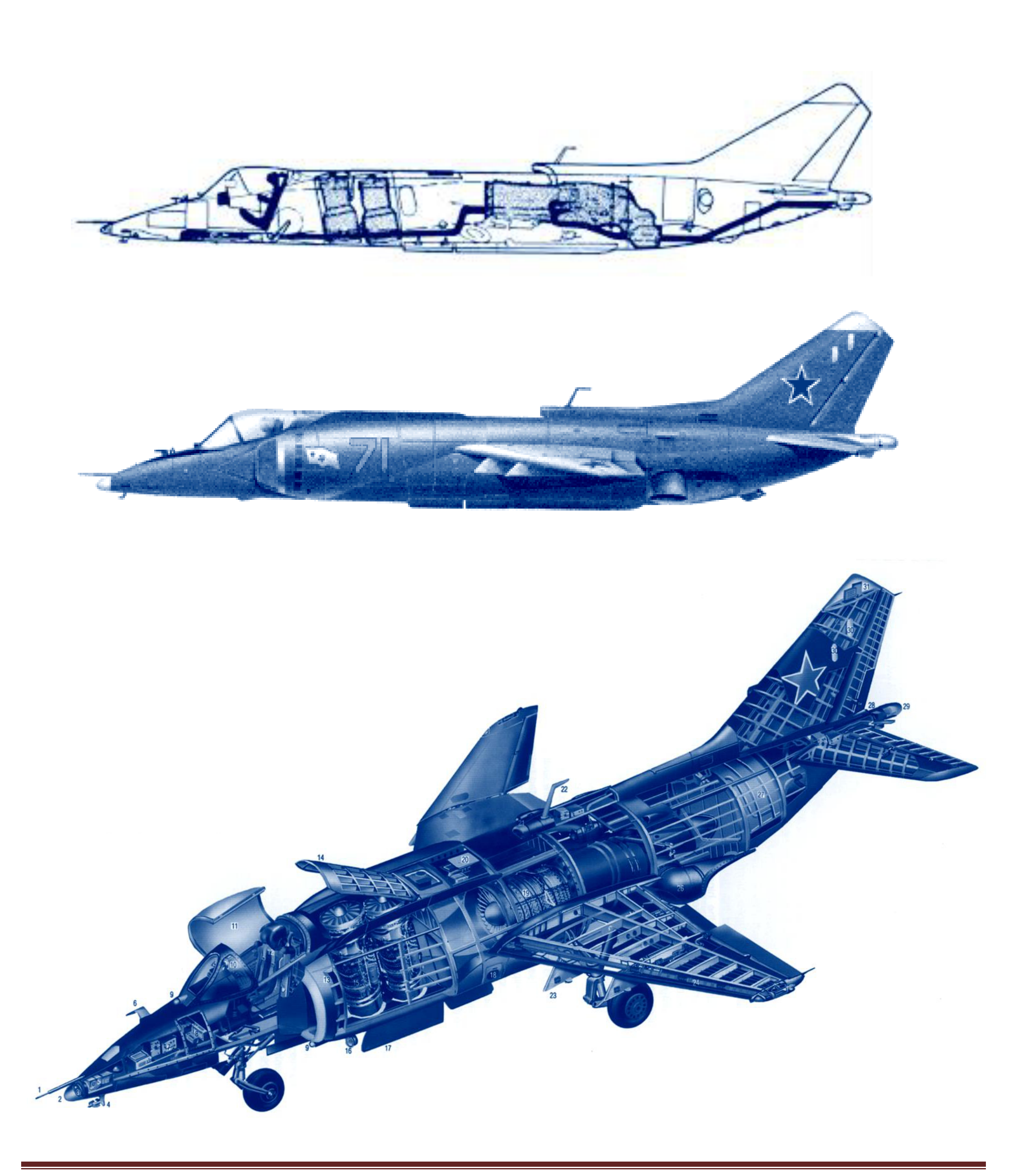


El prototipo VM-01 se terminó el 14-04-1970, sin embargo, el avión fue descubierto por occidente en 1976, cuando el portaaviones Kiev desplegó en el Mar Mediterráneo un escuadrón de aviones Yak-38 Forger-A; en 1979, el portaaviones Minsk llegó al Mar de Japón, donde tuvo su puerto base en Strelok Bay con un ala aérea compuesta por aviones Yak-38.



En septiembre de 1982, se puso en servicio el tercer portaaviones soviético, el Novorossiysk, probando con los aviones Yakovlev Yak-38 hasta su unión en la Flota del Pacífico; el 16-12-1982, aviones Yak-38 armados que operaban desde el portaaviones Minsk interceptaron aviones del portaaviones Enterprise de Estados Unidos sobre el Mar Arábigo, marcando la primera vez que un avión V/STOL soviético armado con misiles interceptaría a un avión estadounidense; en 1983, los pilotos operaron desde el buque civil Agostinho Neto, y realizaron más pruebas desde el buque Nikolai Cherkasov; en ambos casos se utilizó una plataforma de aterrizaje resistente al calor; otras pruebas en tierra probaron la practicidad de las plataformas de aterrizaje dispersas en un concepto similar a las operaciones de los aviones Harrier de la Real Air Force en Alemania Occidental.

Existieron varias versiones de este avión tipo VSTOL, el Yak-38 Forger A fue el primer modelo de producción, voló por primera vez el 15-01-1971, entrando en servicio con la Aviación Naval Soviética el 11-08-1976, se produjeron un total de 143 aviones de esta versión; Yak-38M Forger A, era una versión mejorada del Yak-38, siendo la principal diferencia los nuevos motores Tumansky R-28V-300 y Rybinsk RD-38, el peso máximo de despegue en VTOL se incrementó a 11,3 tn (12 tn en modo de despegue corto), se ensancharon las tomas de aire y los pilones debajo de las alas se reforzaron para transportar una carga de armas de 910 Kg, entró en servicio con la Aviación Naval Soviética después de junio de 1985, y se produjeron un total de 50 aeronaves; Yak-38U Forger-B, era una versión biplaza de entrenamiento de la Aviación Naval Soviética, se diferenciaba del avión básico por tener un fuselaje agrandado para acomodar una cabina de dos asientos, entró en servicio el 15-11-1978, y se produjeron un total de 38 aviones hasta 1981; se construyeron un total de 231 aviones cuando terminó la producción en 1988; sus funciones principales eran la defensa de la flota, el reconocimiento y el ataque antibuque, pero nunca se usó en combate; fue retirado del servicio en 1992-93, aunque algunos aviones permanecieron en el inventario hasta 1994 como aviones de entrenamiento.




46
54
32
58

Vereinigte Flugtechnische Werke VFW VAK 191B



Avión con características VSTOL producido por la compañía alemana Vereinigte Flugtechnische Werke (VFW), en sus inicios, la empresa Fiat, también se involucró en el proyecto pero luego lo abandonó en 1967, aunque se mantuvo como una importante subcontratista.

Tenía una longitud de 16,4 m; 4,3 m de altura; envergadura de 6,16 m; 19 m² de superficie alar, su peso vacío era de 5,5 tn, y máximo al despegue de 9 tn; contaba con un motor turbofán Rolls-Royce/MAN Turbo RB.193 de empuje vectorial que proporcionaba empuje y sustentación mediante cuatro toberas orientables, y que junto a dos turborractores de empuje vertical situados uno delante y otro detrás del motor principal, le daban al avión la capacidad VTOL.

El primer vuelo estacionario sin ataduras del VAK 191B alemán/italiano se realizó el 10-09-1971, la primera transición de vuelo vertical a horizontal y viceversa se logró el 26-10-1972; el rendimiento de vuelo estacionario era bueno fuera del efecto suelo, y los sistemas avanzados de piloto automático a bordo de la aeronave hicieron que la carga de trabajo del piloto fuera notablemente baja, flotar en efecto suelo era peligroso durante largos períodos, ya que el aire de escape recirculaba hacia los motores. Sin embargo, a medida que las pruebas pasaron a despegues cortos y convencionales, las fallas del diseño se hicieron evidentes.

En despegues cortos, los arietes del motor de sustentación extendida causaron una gran resistencia y las alas del diseño proporcionaron poca sustentación, demostraron producir demasiada carga de trabajo del piloto para ser operacionalmente adecuado, la pequeña área del ala significaba que las velocidades de despegue se acercaban a los 230 nudos, y el tren de aterrizaje, de tipo triciclo dificultaba la rotación en el despegue.

En vuelo convencional demostró ser igualmente pobre, con altas velocidades de transición, poca aceleración y alta resistencia aerodinámica de las alas de baja relación de aspecto; con el diseño demostrando ser apenas adecuado para el rol de ataque nuclear obsoleto, VFW propuso una variante de ataque convencional más capaz, con alas un 50% más grandes, cuatro puntos de anclaje en las alas y motores mejorados. Sin embargo, esta propuesta nunca fue aceptada; el programa fue cancelado debido a un cambio en la estrategia de la OTAN.







Sikorsky S-69 (XH-59)



A finales de 1971, el Laboratorio de Investigación y Desarrollo de Movilidad Aérea (Air Mobility Research and Development Laboratory) del US Army concedió a Sikorsky un contrato para el desarrollo el primer prototipo del girodino Sikorsky S-69 como un demostrador del Concepto de Pala Adelantada (ABC) con capacidad de 2 tripulantes, con una longitud de 12,42 m; 4 m de altura, 10,97 m de diámetro rotor principal; su peso cargado era de 5,7 tn (con combustible); peso máximo al despegue de 5 tn con turborreactores (4,1 tn sin turborreactores); velocidad máxima operativa de 518 Km/h o 487 Km/h con reactores; y una velocidad crucero de 185 Km/h.

El sistema Concepto de Pala Adelantada consistía en dos rotores rígidos contrarotatorios separados que hacían uso de la sustentación aerodinámica de las palas que avanzaban; a alta velocidad, las palas que se retrasaban no tenían carga, ya que la mayoría de la carga era soportada por las palas que avanzaban de ambos rotores y la penalización debida a la pérdida de la pala que se retrasaba era entonces eliminada, este sistema no requería un ala añadida para la alta velocidad y para mejorar la maniobrabilidad, y también eliminaba la necesidad de un rotor antipar en la cola.

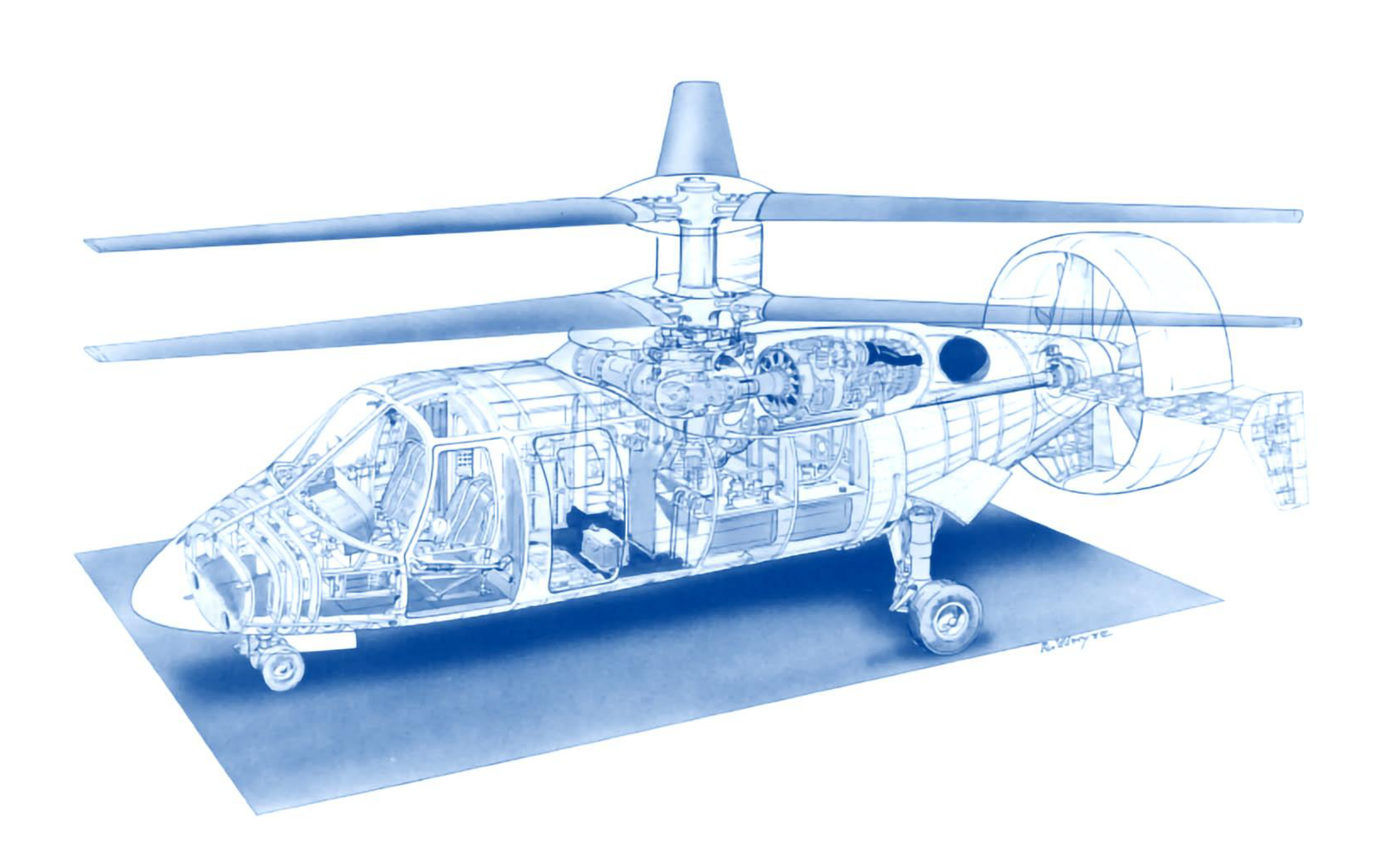
El empuje hacia delante era proporcionado por dos turborreactores, que permitían que el rotor principal solo fuese requerido para proporcionar sustentación; demostró tener buena estabilidad en vuelo estacionario contra el viento lateral y de cola; con los reactores instalados, estaba falto de potencia para mantenerse en estacionario fuera de efecto suelo y empleaba un aterrizaje y despegue cortos por razones de seguridad.



El primer girodino S-69 voló por primera vez el 26-07-1973. Sin embargo, resultó muy dañado en un accidente a baja velocidad el 24-08-1973 debido a fuerzas del rotor no esperadas y a sistemas de control insuficientes; la célula fue luego convertida en una bancada de túnel de viento, que fue probada en el túnel de viento del centro NASA/Ames en 1979.

Se completó una segunda célula que voló por primera vez el 21-07-1975, luego de pruebas iniciales como helicóptero puro, en 1977 se le añadieron dos turborreactores auxiliares; su versión militar, denominada XH-59A tenía una velocidad máxima en vuelo nivelado de 289 Km/h, pero con los turborreactores auxiliares, alcanzaba una velocidad máxima en vuelo nivelado de 441 Km/h, y finalmente una velocidad de 487 km/h en un picado suave; en vuelo nivelado a 333 Km/h, podía entrar en un alabeo de 1,4 g con el rotor en autorrotación, aumentando las rpm del mismo; la tensión del fuselaje evitaba la reducción de la velocidad del rotor y, por lo tanto, la expansión completa de la envoltura de vuelo.

El programa de pruebas de 106 hrs para el XH-59A finalizó en 1981; en 1982, se propuso que el XH-59A fuera convertido a la configuración XH-59B con rotores avanzados, nuevos motores (GE-T700), y una hélice propulsora canalizada en la cola, programa que no se llevó a cabo ya que Sikorsky rechazó pagar una parte de los costos.




NASA

Mc Donnell Douglas Model 260

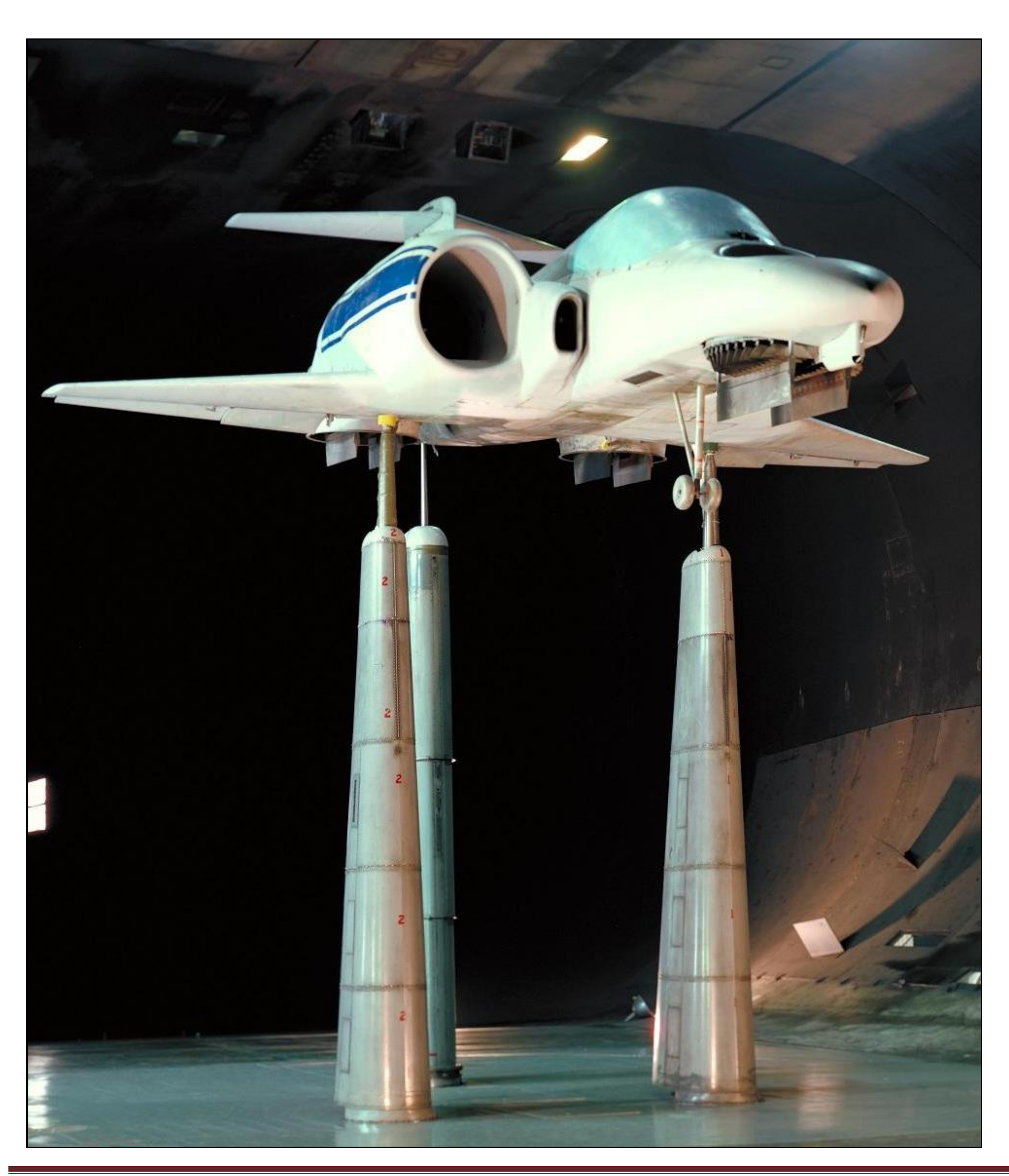
Propuesto en 1973 a consideración de la US Navy, utilizaba un sistema de propulsión de tres ventiladores, en este sistema, el control de cabeceo y balanceo se lograba a través de la transferencia de energía entre los conjuntos de ventiladores, y el control de guiñada a través de la vectorización de empuje diferencial; este concepto se probó por primera vez en el Ryan XV-5, que tenía los tres rotores con conductos impulsados por turbinas montados en su eje horizontal para vuelo vertical y usaba el escape de gas para el empuje de vuelo horizontal después de que las turbinas fueran apagadas.

El Model 260 cambió la configuración girando los dos rotores de las alas hacia el eje vertical y usaría una boquilla vectorial para forzar el empuje a horizontal para el vuelo vertical, de esta manera aprovechar el aumento de empuje de los rotores para el vuelo horizontal sobre el empuje disponible del escape de gases.

La vectorización de empuje de los motores de elevación/crucero se proporcionaría por medio de una boquilla ventilada desarrollada por MCAIR, la boquilla constaba de cubiertas deflectoras móviles y un conjunto de puerta de cierre/paleta de guiñada dividida ubicada en el centro de la parte inferior de la estructura de la boquilla.

En el modo de crucero, las puertas de las paletas de guiñada se cerrarían para formar un conducto de fondo plano y un área de salida en forma de D; para la transición al vuelo vertical, cada una de las puertas de cierre se giraría 90° para formar una única paleta de guiñada dividida, la vectorización de empuje longitudinal se lograría luego mediante la rotación de los elementos de la cubierta del deflector, la vectorización lateral se obtendría mediante la desviación de la paleta de guiñada dividida.





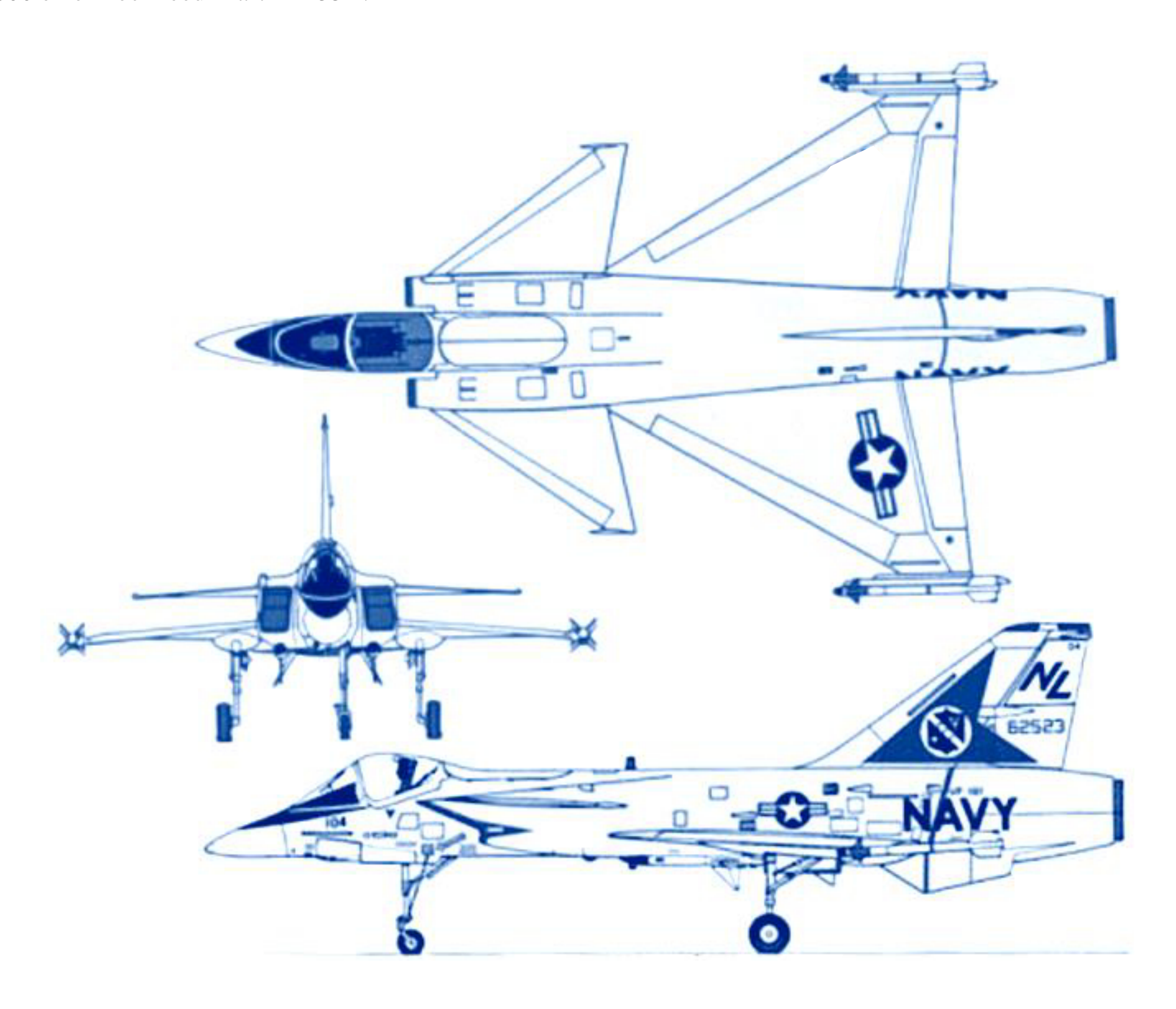

1
2

Convair Model 200

Propuesto en la competencia de la US Navy para un pequeño caza VTOL que podría ser transportado por el Sea Control Ship (SCS), pequeños portaaviones que la US Navy estaba planeando en ese momento; detrás de la cabina llevaría un único motor Pratt & Whitney JTF22A-30A con un tubo de escape de chorro inclinable 90° usando una boquilla giratoria de tres cojinetes y dos motores de elevación adicionales, cola en flecha, dos aletas ventrales debajo del fuselaje, alas delta y canard delta detrás de las tomas de aire, su longitud sería de 15,5m; altura de 5,5 m, su envergadura sería de 8,4 m) con una velocidad máxima estimada en Mach 2.

Se construyeron varios modelos para pruebas en túnel de viento, así como un modelo para investigar las corrientes de aire durante el despegue y aterrizaje vertical, y un modelo de fuselaje delantero a escala natural que incluía un diseño de cabina completo.

El diseño de la tobera giratoria del JTF22A-30A sentaría las bases para el diseño de la tobera del F135-PW-600 en el Lockheed Martin F-35B.

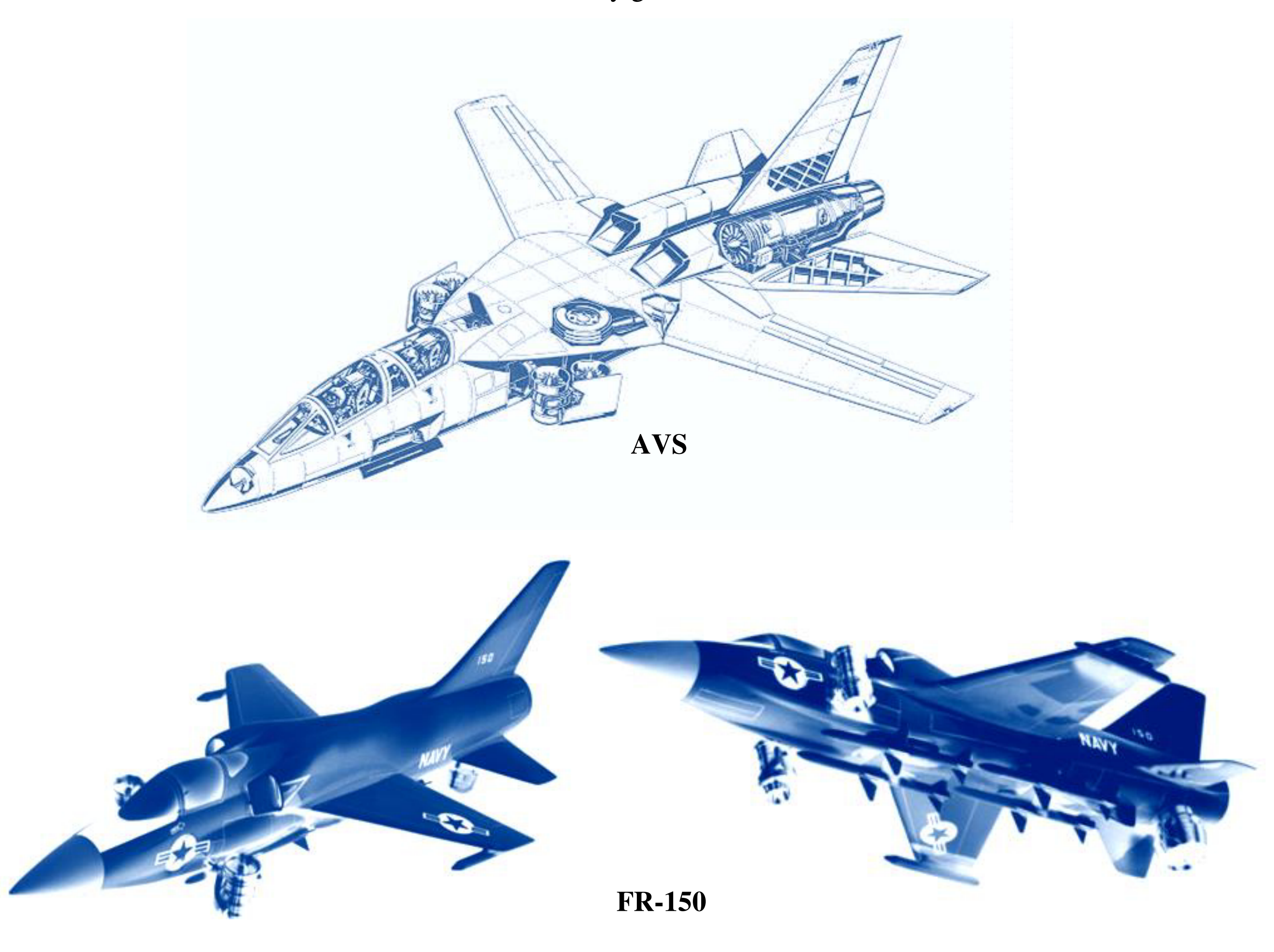



NL
126


NL
115
NAVY

Fairchild-Republic FR-150

Derivado del avión AVS, creado en conjunto entre Fairchild de Estados Unidos y EWR de Alemania Occidental que emplearía no solo un ala de geometría variable, sino también motores giratorios para sustentación vertical, el AVS estaría propulsado por dos motores principales con empuje vectorial alimentados por tomas montadas en la parte superior para evitar la ingesta de gases calientes; para el vuelo vertical, se estaba desarrollando el motor de elevación Rolls-Royce/Allison XJ-99, y se usarían montados en cuatro cápsulas retráctiles almacenadas debajo del ala; a pesar de su complejidad se hicieron varios modelos de túneles de viento e incluso se construyó una maqueta a escala real que sería estudiada en los túneles de viento de la NASA hasta principios de la década de 1970, desafortunadamente, después de encontrarse con dificultades financieras y técnicas Alemania Occidental canceló el proyecto en 1968 y Estados Unidos no tenía interés en seguir el diseño. Sin embargo, Fairchild-Republic presentaría su avión FR-150 (de características muy similares al AVS) en la competencia dentro del Programa Sea Control Ship (SCS) de la US Navy, desarrollado para competir contra el Convair 200, y sería la última propuesta para el uso de motores de chorro de elevación retráctiles y giratorios.



AVS

FR-150

Rockwell XFV-12A

En 1972, la US Navy emitió una solicitud de propuestas para un avión de combate/ataque supersónico tipo VSTOL de próxima generación, el diseño de Rockwell con el XFV-12 ganaría frente a las propuestas de Convair con el Model 200 y Fairchild-Republic con el FR-150.

El prototipo tenía una longitud 13,39 m; 3,15 m de altura; un envergadura de 8,6 m; 27,2 m^2 de área alar; peso vacío de 6,2 tn y 11 tn como peso máximo al despegue; se estimaba su velocidad máxima en Mach 2.2 o 2.4 y con posibilidades de llevar como armamento un cañón Vulcan M-61 de 20 mm; 2 misiles AIM-7 Sparrow y 2 AIM-9L Sidewinder; para reducir costos se utilizó la cabina de un Douglas A-4 Skyhawk y tomas de aire del F-4 Phantom, un motor Pratt & Whitney F-401PW400, y un concepto de ala de empuje aumentado en el que el escape se dirigiría a través de espacios en un ala abierta como persianas venecianas para aumentar la sustentación disponible, tal disposición restringía el transporte de armas debajo del fuselaje estrecho y a dos montajes de misiles, sus aletas tipo canard para la sustentación vertical eran extremadamente grandes, con casi el 50% del área de las alas, lo que la convertía en un ala en tándem.

El motor tenía suficiente empuje para levantar el peso del avión de 9 tn, se modificó para aumentar aún más el empuje para la elevación vertical. El escape del motor trasero se cerró y los gases se redirigieron a través de conductos a las boquillas eyectoras en las alas y canard para elevación vertical.

El empuje de los expulsores a lo ancho podía modularse variando el ángulo del difusor; el cabeceo y el balanceo estaban controlados por la variación diferencial de los cuatro expulsores de adelante hacia atrás y de izquierda a derecha; la guiñada estaba controlada por la vectorización del eyector diferencial; una entrada de motor auxiliar para uso en vuelo vertical estaba ubicada inmediatamente detrás de la cabina.

Las pruebas de la plataforma del motor comenzaron en 1974, las pruebas de modelos de vuelo libre realizadas en el túnel de viento a escala real en el Centro de Investigación NASA/Langley mostraron que los niveles de aumento de empuje proyectados eran muy optimistas y que el avión probablemente sería incapaz de vuelo vertical en el empuje disponible, mientras que el diseño era adecuado para el vuelo convencional.



Las pruebas en tierra del Rockwell XFV-12A comenzaron a mediados de 1977 y el avión se presentó de manera oficial en las instalaciones de Rockwell International el 26-10-1977.

Las pruebas de vuelo estacionario atado se realizaron en 1978, y se determinó que el diseño sufría importantes deficiencias con respecto al vuelo vertical, especialmente la falta de suficiente empuje vertical, si bien los aumentadores funcionaron como se esperaba, los extensos conductos del sistema de propulsión degradaban el empuje y, al final, la relación potencia-peso fue tal que el motor era capaz de levantar verticalmente solo el 75% del peso de la aeronave.

Después de las pruebas, y con el programa sufriendo sobrecostos, se decidió abandonar la construcción de un segundo prototipo y no seguir desarrollando el XFV-12A, cancelando el proyecto en 1981.




XFV-12A



Yakovlev Yak-141 Freestyle



Era un desarrollo actualizado del anterior Yakovlev Yak-38, para superar al diseño, capacidad, velocidad y rendimiento de vuelo del Harrier y así tener un caza embarcado supersónico totalmente operativo en los nuevos portaaviones clase Almirante Kuznetsov que la Unión Soviética pensaba construir en la década de 1980.

De diseño único en su tipo, obtenía sus capacidades VTOL, a través de una combinación de motores de sustentación delanteros y motores de sustentación/traslación, ventiladores verticales y toberas de escape de gases inclinables; los dos motores verticales de sustentación estaban montados detrás de la cabina y conectados el eje de la turbina principal, eran utilizados solo en la fase de despegue, y luego, en el vuelo horizontal a velocidad supersónica eran apagados.

El motor principal estaba montado en la parte trasera del fuselaje, con una gran tobera giratoria, para el escape de gases de la turbina y un motor posquemador de combustible, que permitiría alcanzar una velocidad supersónica, entre dos timones verticales (doble deriva) para un mejor control a velocidad supersónica.

Para el despegue y el vuelo estacionario, el gran escape del motor principal de turbina, era vectorizado hacia abajo en un ángulo de 90°, con unos grandes anillos que giraban en dos etapas y en direcciones opuestas, para lograr inclinar la tobera de escape de gases hacia abajo, trabajando en conjunto con los dos motores delanteros de sustentación (ventiladores verticales) montados detrás de la cabina del piloto, con unas compuertas que se abrían sobre el fuselaje del avión, para dejar entrar el aire y otras compuertas de escape, que se abrían bajo el fuselaje del avión, para empujar hacia abajo con el aire a presión que pasaba entre ellas y lograr, un efecto de elevación para el despegue y sustentación para controlar el aterrizaje.

Para obtener suficiente potencia y lograr el despegue vertical, con la máxima capacidad de carga de combustible, el posquemador de combustible debía ser usado en el motor principal, lo cual imponía ciertas limitaciones en el tipo de pista, desde donde el avión podía operar, provocando el incendio del combustible por el calor de la pista, expuesta a los gases calientes del motor.

El primer vuelo convencional con despegue horizontal ocurrió el 9-03-1987, y el primer vuelo estacionario con despegue vertical, el 29-12-1989; la nueva designación Yak-41M fue adoptada alrededor de 1991 para reflejar un cambio hacia una configuración multipropósito de un avión cazabombardero de base en tierra, pero era muy limitado en su capacidad de combate, velocidad, alcance y autonomía de vuelo, comparado con otros aviones más eficientes como el MiG-29 y el Su-27, que lo superaban con facilidad en todas las pruebas de vuelo en los años 70, tenía una longitud de 18,30 m; envergadura de 13,97 m; 5 m de alto; superficie alar de 31,7 m², peso vacío de 11,6 tn, una velocidad máxima operativa de Mach 1,8, 15500 m de techo de servicio y un alcance de 2100 Km.

El segundo prototipo de vuelo fue destruido después de un aterrizaje forzoso en el portaaviones Admiral Gorshkov el 5-10-1991, en 1992, el prototipo superviviente se demostró en el Salón Aeronáutico de Farnborough; originalmente, se pretendía que las pruebas de vuelo continuaran hasta 1995, pero el desarrollo se detuvo.



La variante Yak-141M estaba proyectada para volar a velocidades alrededor de Mach 1.7, pero nunca llegó a volar a velocidades supersónicas, en las primeras pruebas con despegue vertical y se esperaba, que tuviese una maniobrabilidad comparable con la del caza de superioridad aérea MiG-29; el primer prototipo experimental de esta variante, había sido diseñado para equipar a la Fuerza Aérea Soviética, y no para la Aviación Naval Soviética.

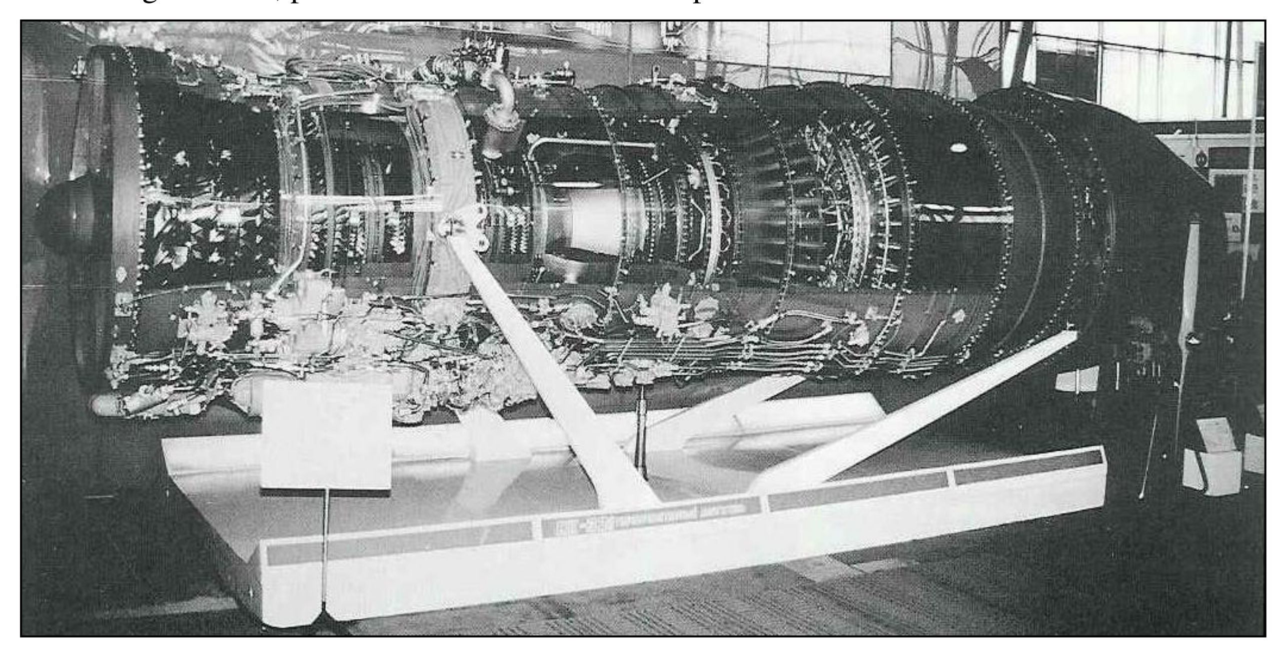
En 1991 el programa fue detenido, debido a la continua reducción del presupuesto militar de la Unión Soviética por la crisis económica; la oficina de diseño de Yakovlev intentó generar un nuevo interés internacional por revivir el programa, incluyendo la propuesta a India de una versión avanzada conocida como Yak-43, pero no tuvo éxito debido a su limitada capacidad de combate, carga de armas, alcance y autonomía de vuelo, su función especial de defender a un portaaviones y ser superado ampliamente por los aviones MiG-29K, Su-33 y Su-27 en velocidad, autonomía de vuelo, capacidad de combate, carga de armas y combustible.

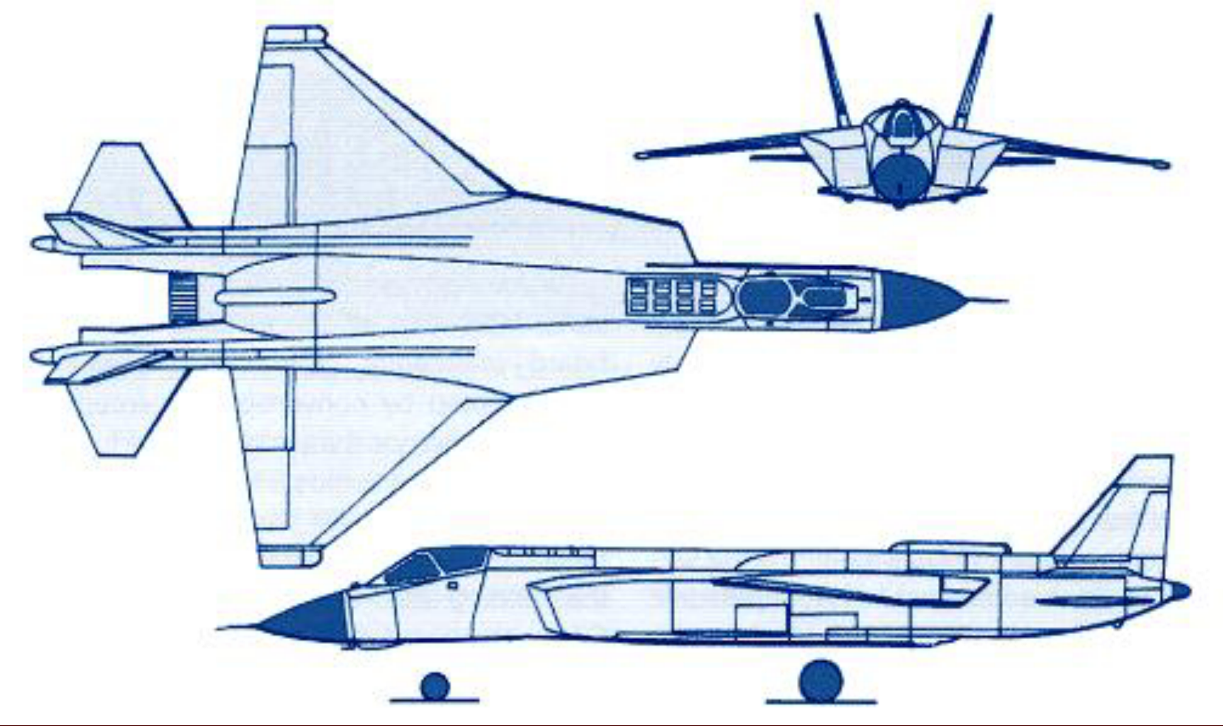


Yakovlev Yak-43

Era un caza soviético tipo VTOL diseñado como la versión terrestre del Yak-141, pero no logró llegar a producirse, habría sido el caza VTOL/ STOL de 3° generación, para eventualmente reemplazar al Yak-141.

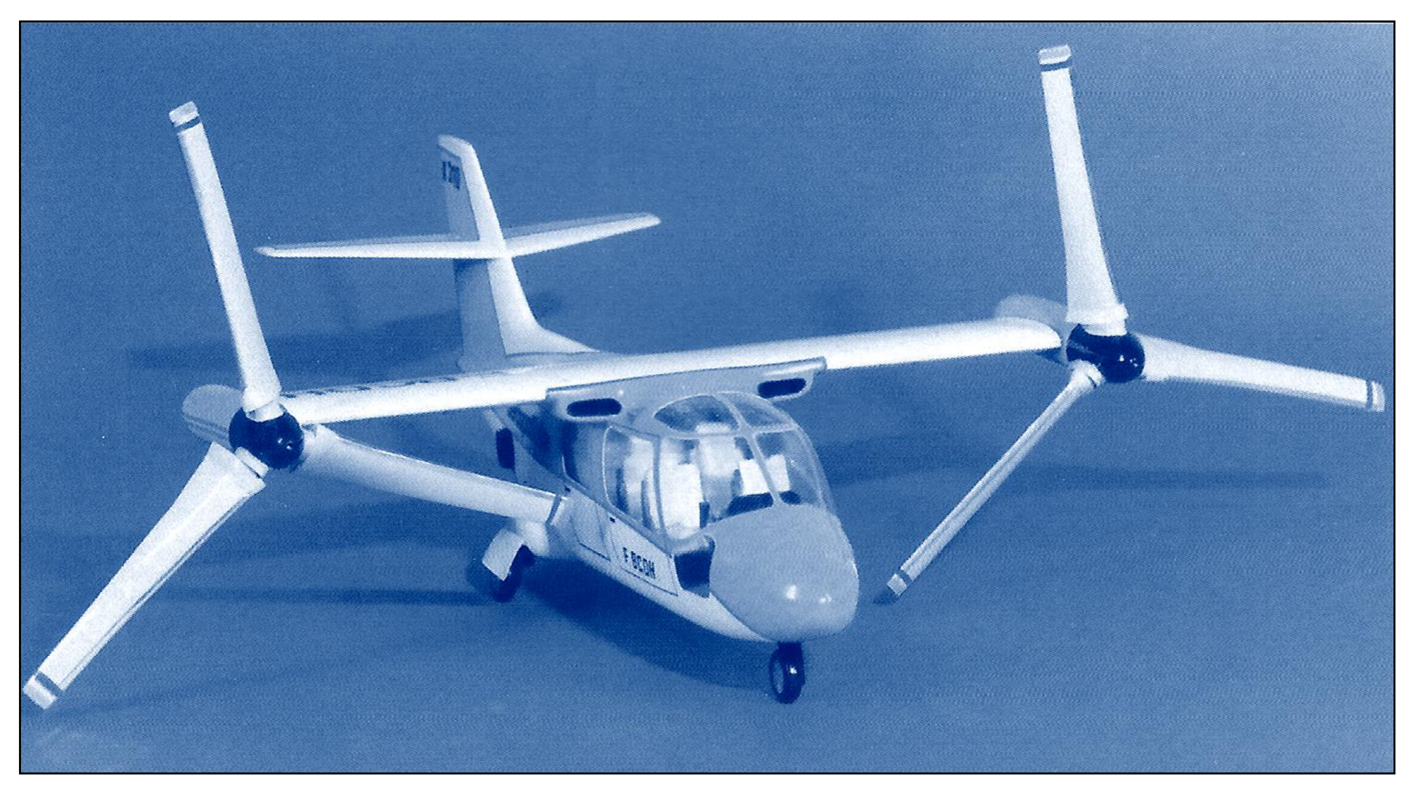
Al igual que el Yak-141, el Yak-43 habría tenido un solo motor principal, así como dos motores de elevación vertical, el motor principal se habría basado en el turboventilador aumentado de tres ejes Samara NK-321 (motor utilizado en el bombardero supersónico Tupolev Tu-160 Blackjack), el motor habría tenido una gran purga de aire que conducía a una cámara de combustión auxiliar ubicada en la nariz, un nuevo diseño integral del avión utilizaría tecnología furtiva, pero finalmente fue anulada su producción.

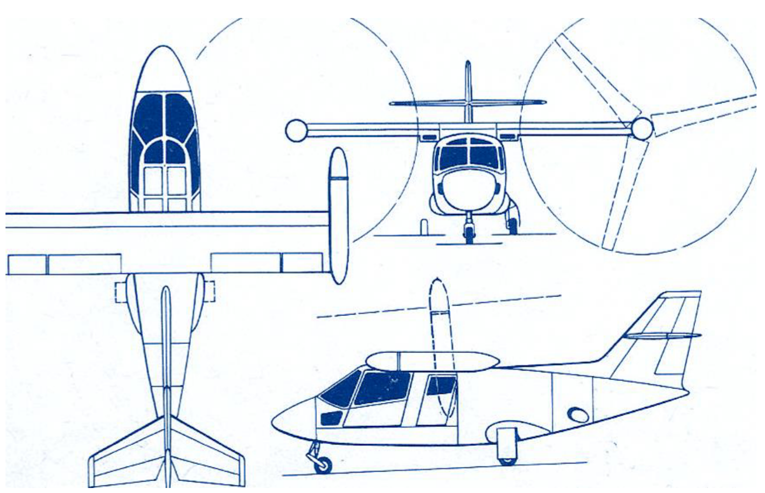




Aerospatiale X.190

Con una longitud de 8,7 m; 3,3 m de altura; envergadura de 7 m, , peso máximo de 1,6 tn; el Aerospatiale X.190 llevaba dos turbinas Turbomeca Arriel que movían dos rotores de 5 m de diámetro, tenía una velocidad estimada en 500 Km/h y posibilidad de transportar a 7 personas; las primeras pruebas en túnel de viento se realizaron en Marignane en 1974 con un modelo a escala 1/5; las pruebas con un sistema de motor con rotor basculante se realizaron a gran escala en el túnel de viento subsónico S1 de la Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA) en Modane-Avrieux durante 1975 y 1976. La conversión entre vuelo estacionario y el vuelo hacia adelante fue el foco principal de las pruebas; en 1977, se preveía su primer vuelo para 1981, pero el programa se canceló por falta de fondos.







Sikorsky S-72 Rotor Systems Research Aircraft (RSRA)

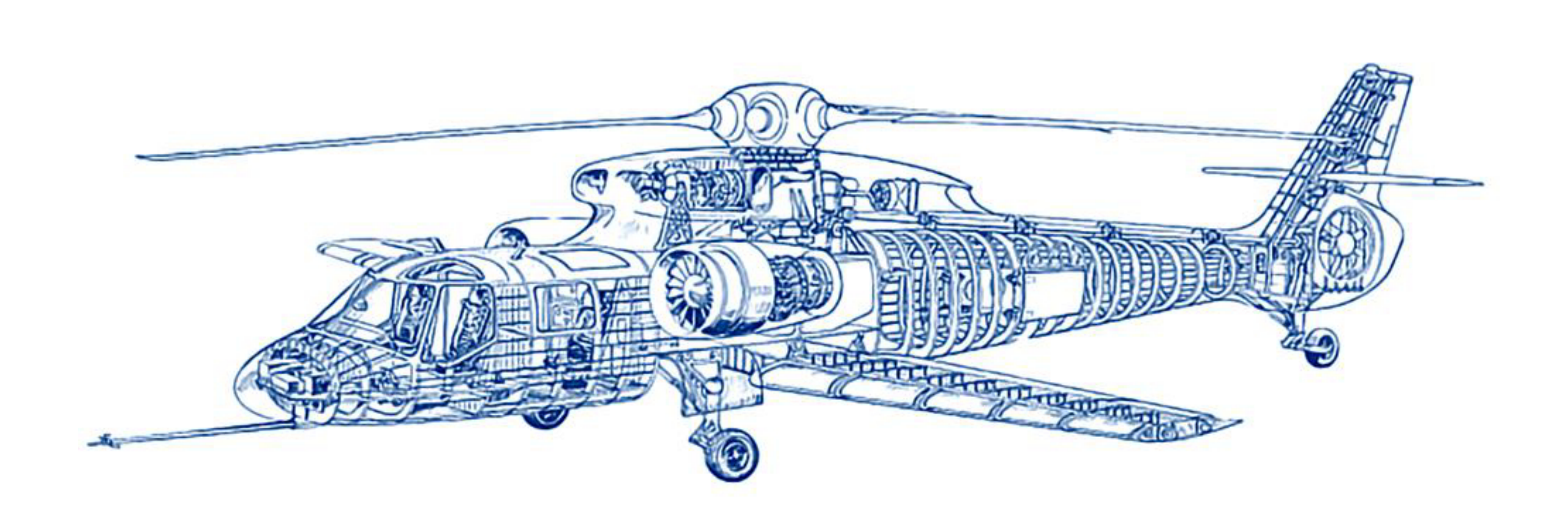
El Rotor Systems Research Aircraft (RSRA) fue desarrollado por Sikorsky para la NASA y el US Army para permitir la medición en vuelo de las características del rotor del helicóptero, el fuselaje se desarrolló utilizando el rotor principal de un helicóptero Sikorsky S-61, una caja de cambios de rodillos S-61 y un fuselaje de un Sikorsky S-67 modificado.

El Sikorsky S-72 RSRA podía equiparse con turboventiladores General Electric TF-34 y alas para permitir que las configuraciones compuestas de helicópteros se investiguen experimentalmente a velocidades de hasta 560 Km/h, además, podía volar como un avión de ala fija sin el rotor principal.

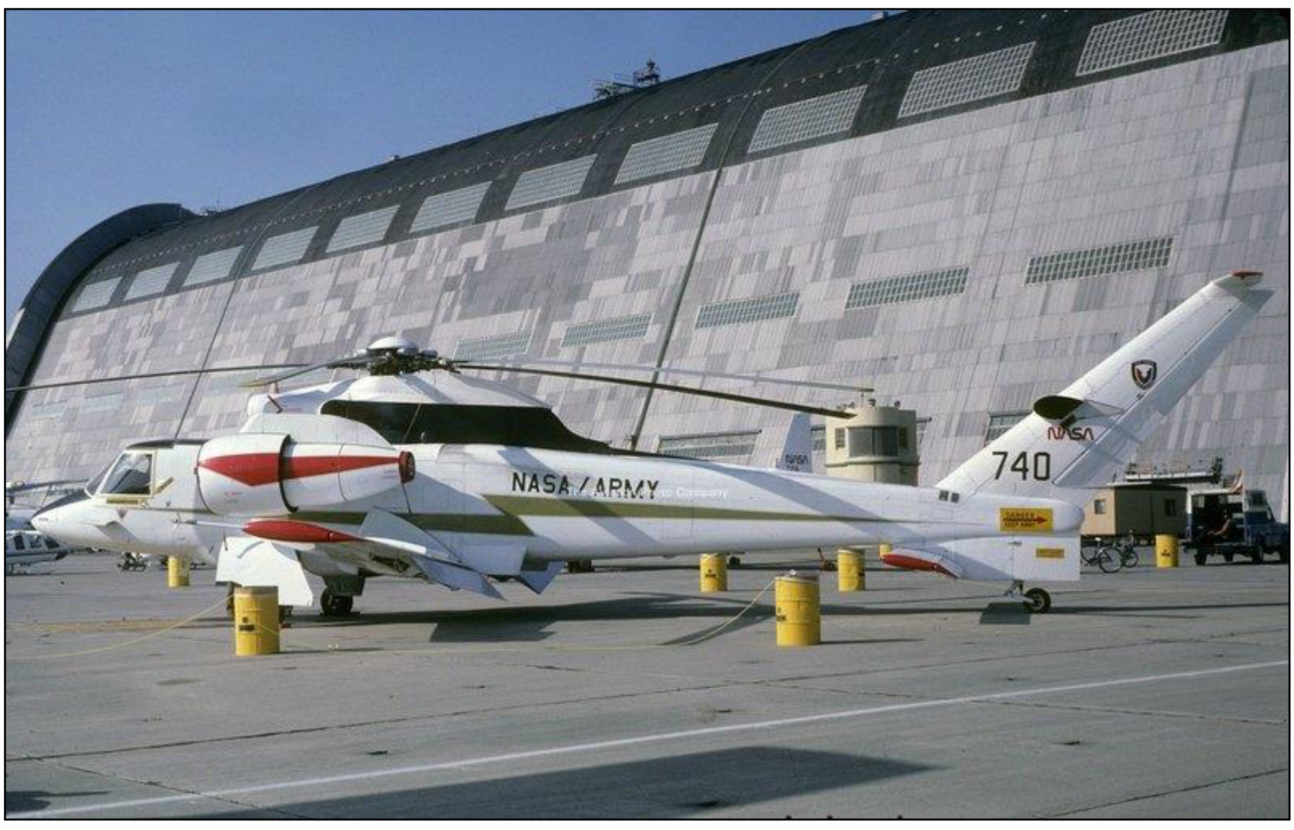
Único entre los helicópteros de su época, estaba equipado con un sistema de extracción de emergencia para la tripulación; cuando éste se activaba, se disparaban pernos explosivos que cortaban las palas del rotor principal, los paneles de escape volaban del techo de la aeronave y luego se extraía a la tripulación con cohetes.

El RSRA fue un avión de investigación pura único, desarrollado para llenar el vacío entre el análisis de diseño, las pruebas de túnel de viento y los resultados de vuelo de los aviones de rotor; el proyecto conjunto NASA/US Army comenzó a finales de 1970, con el primer vuelo el 12-10-1976 y el primero de dos aviones que llegó de Sikorsky a la NASA el 11-02-1979; una prueba realizada con el RSRA fue el uso del sistema de medición de carga del rotor principal y de cola para determinar la resistencia vertical del fuselaje.

En 1981, la NASA y el US Army solicitaron propuestas para instalar un rotor principal de cuatro palas en el RSRA; Sikorsky propuso instalar un rotor principal UH-60A en el RSRA en su propuesta, mientras que Hughes Helicopters propuso instalar un rotor principal YAH-64A y Boeing Vertol propuso instalar el motor YUH-61AOR Model 347 (rotor principal del CH-47), finalmente, este programa no siguió adelante.




NASA
740
NASA


NASA
740
NASA / ARMY

Hawker Siddeley Sea Harrier

Hawker Siddeley desarrolló una variante naval del Harrier GR.1 para servir en barcos; convirtiéndolo en el Sea Harrier; en 1975, la Royal Navy ordena 24 aviones Sea Harrier FRS.1 (Fighter Reconnaissance Strike), el primero de los cuales entraría en servicio en 1978, para cuando el prototipo Sea Harrier voló en Dunsfold el 20-08-1978, la orden se incrementó a 34; y en 1981, el Sea Harrier estaría operativo a bordo del portaaviones HMS Invincible.

El Sea Harrier es un avión subsónico diseñado para funciones de ataque, reconocimiento y combate, lleva un solo motor turbofan Rolls-Royce Pegasus 11 con dos tomas y cuatro boquillas vectoriales, también lleva dos trenes de aterrizaje en el fuselaje y dos trenes de aterrizaje estabilizadores en las alas, y equipado con 4 pilones en las alas y 3 en el fuselaje para el transporte de armas y tanques de combustible externos.

El uso en los portaaviones de cubierta tipo salto de esquí permitió que la aeronave despegara desde una cubierta de vuelo corta con una carga útil más pesada de lo que sería posible, aunque también puede despegar como un caza cargado convencional sin vectorización de empuje desde una pista de aeropuerto normal.

El Sea Harrier se basó en gran medida en el Harrier GR.3, pero se modificó para tener una cabina elevada con un dosel de tipo burbuja para una mayor visibilidad y un fuselaje delantero extendido para acomodar el radar Ferranti Blue Fox; se le cambiaron piezas para usar aleaciones resistentes a la corrosión, y se le agregaron recubrimientos como protección contra el ambiente marino.

El Sea Harrier FA-2 estaba equipado con el radar Blue Vixen; llevaba el misil AIM-120 AMRAAM, modelo mejorado del motor (Pegasus Mk-106) y se le agregaron contramedidas electrónicas, otras mejoras incluyeron mayor carga de armas aire-aire, radar de observación, mayor alcance y pantallas de cabina mejoradas.

La cabina del Sea Harrier incluye, además de los controles de vuelo normales, una palanca para el control de la dirección de las cuatro toberas vectoriales (la utilidad de la capacidad de aterrizaje vertical del Sea Harrier se demostró en un incidente el 06-06-1983, cuando un piloto perdió contacto con el portaaviones HMS Illustrious y tuvo que aterrizar en la cubierta de proa del carguero español Alraigo, en 1998, la Agencia de Evaluación e Investigación de la Defensa de Reino Unido probó un Sea Harrier FA-2 con pequeños compartimentos debajo de las alas destinados a ser utilizados para el despliegue de fuerzas especiales (cápsulas Exint).



Los primeros tres Sea Harrier fueron un lote de desarrollo y se utilizaron para pruebas de autorización, el primer avión de producción fue entregado a la Base Aeronaval Yeovilton en 1979 para formar la Unidad de Ensayos de Vuelo Intensivo del 700° Naval Air Squadron.

En marzo de 1980, la Unidad de Ensayos de Vuelo Intensivo se convirtió en el 899° Naval Air Squadron y actuaría como la unidad de cuartel general terrestre para el tipo; el primer escuadrón operativo de este tipo de aviones fue el 800° Naval Air Squadron, formado en 1980 inicialmente para operar desde el portaaviones HMS Invincible antes de transferirse al portaaviones HMS Hermes; en 1981 se formó el 801° Naval Air Squadron para operar desde el portaaviones HMS Invincible.

En 1982, los aviones Sea Harrier participaron en la Guerra de Malvinas, volando desde los portaaviones HMS Invincible y HMS Hermes, destacados principalmente a la defensa aérea y con un papel secundario el de ataque terrestre; se desplegaron un total de 28 Sea Harrier en la contienda, empleando los misiles AIM-9L Sidewinder y el radar Blue Fox; siguiendo las lecciones aprendidas durante el despliegue del avión en la Guerra de Malvinas, fue equipado posteriormente con el misil antibuque Sea Eagle.

En 1984, se aprobó la actualización de la flota al estándar FRS.2 (FA-2) el primer vuelo del prototipo tuvo lugar en septiembre de 1988 y en diciembre de ese año se firmó un contrato por 29 aviones mejorados, en 1990, la Marina ordenó 18 Sea Harrier FA-2 de nueva construcción, y se ordenaron 4 aviones mejorados más en 1994; el Sea Harrier volvió a entrar en acción en la Guerra de Bosnia de 1992-1995, en incursiones contra las fuerzas serbias y brindando apoyo aéreo a las unidades del grupo de trabajo internacional que realizaban las operaciones Deny Flight y Deliberate Force contra el ejército de la República Srpska; se usó nuevamente en la campaña de la OTAN de 1999 contra la República Federativa de Yugoslavia en la Operación Allied Force, donde los Sea Harrier que operaban desde el portaaviones HMS Invincible patrullaban el espacio aéreo para mantener a los MiG yugoslavos en tierra, luego fueron desplegados durante el año 2000 a bordo del portaaviones HMS Illustrious como parte de la Operación Palliser, intervención británica en Sierra Leona.

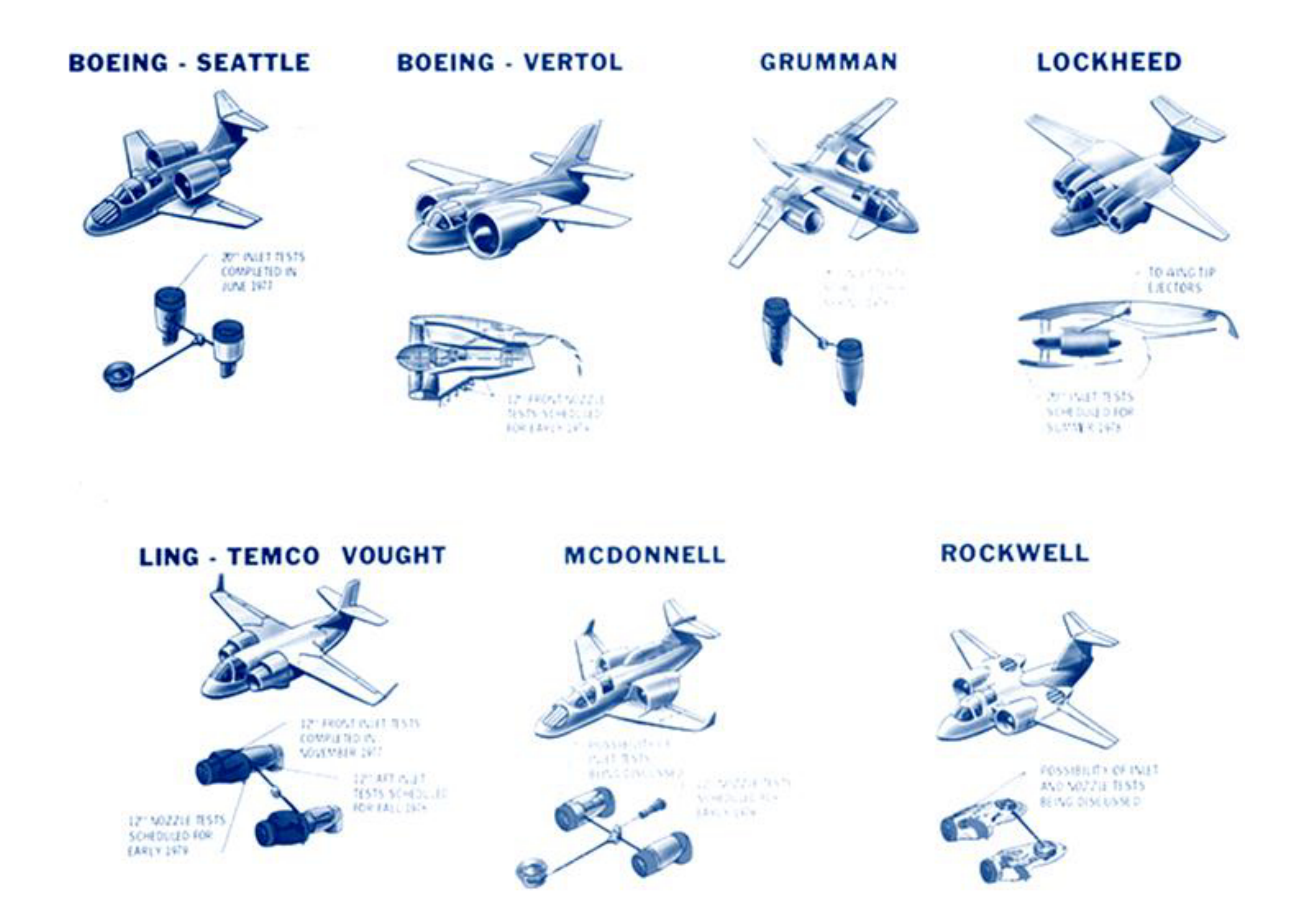


Competición V/STOL Type (US Navy)

En 1976, la US Navy anunció un nuevo programa de investigación y desarrollo que conduciría a dos nuevos tipos de aviones VSTOL.

Primero se desarrollaría la clase de aviones con características V/STOL Type A y luego un avión caza que en la competencia se denominaría Type B para reemplazar a aviones supersónicos y helicópteros embarcados, y con el objetivo de desplegar una gran cantidad de aviones de combate en varios barcos en lugar de agruparlos en un portaaviones.

En la competencia hubo varias empresas que presentaron sus propuestas como Grumman con el G-698; General Dynamics con los aviones A-310/A-311; Bell con los D321 y D324; Rockwell con los aviones NA-430 y NA-431; Boeing con el Model 1041; Vought (LTV) con los aviones V-530 y V-534 y Mc Donnell Douglas el Model 276.



Grumman G-698

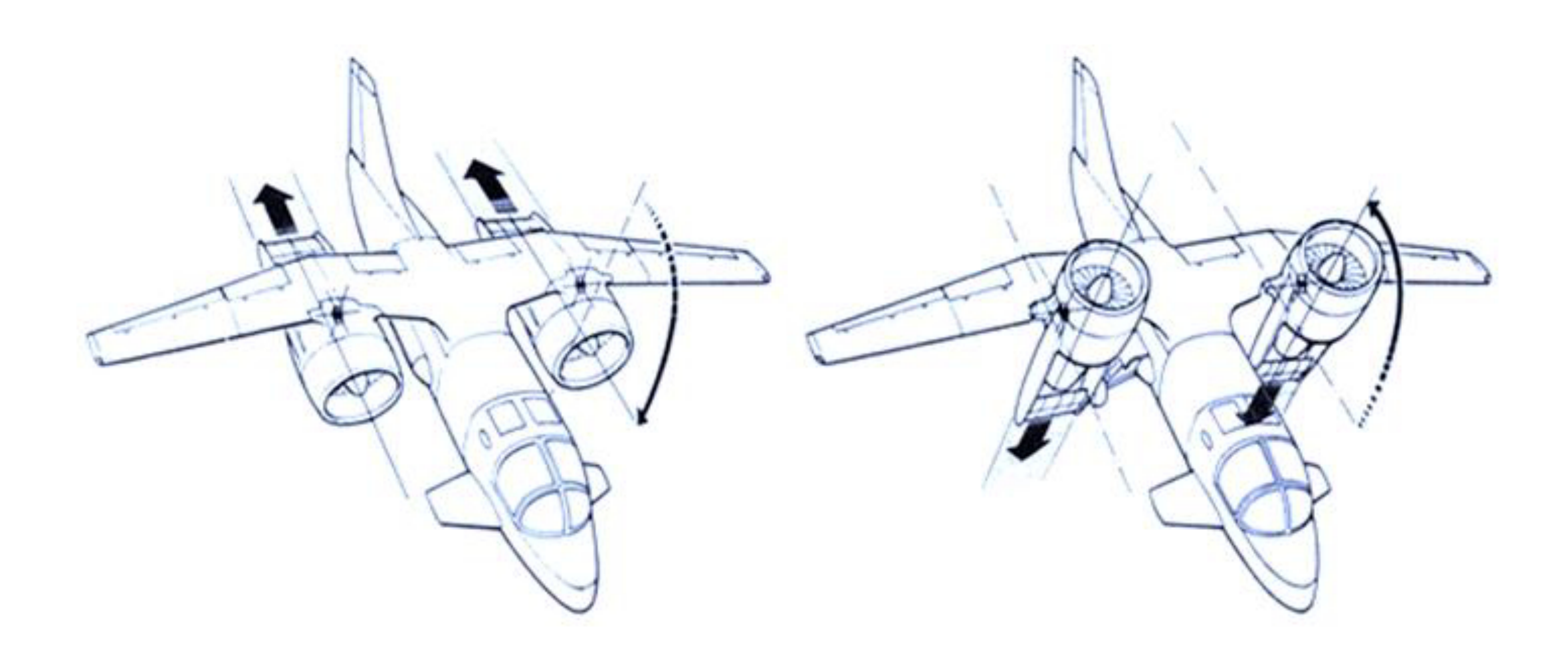
Diseñado para el requisito SEMA-X (avión de misión electrónica especial) del US Army para reconocimiento, retransmisión de comunicaciones, adquisición/designación de objetivos, y ofrecido a la US Navy para su uso en buques de control marítimo.

Tenía 11,7 m de longitud; 4,5 m de altura; envergadura de 11,18 m; su peso en vacío era de 5,3 tn; se estimaron velocidades máximas en 805 Km/h y 658 Km/h de crucero, su alcance se estimó en 1850 Km; tenía configuración de góndola basculante gemela controlada en vuelo vertical a través de paletas horizontales y verticales ubicadas en el flujo de escape del turboventilador TF34-GE-100, soportadas por brazos conectados a cada góndola; en el vuelo convencional, el control lo proporcionan los alerones, un estabilizador horizontal totalmente móvil y un timón.

Se produjeron varias versiones algo diferentes, pero todos compartían el mismo sistema básico de propulsión; el Centro de Investigación NASA/Ames probó un modelo a gran escala que utilizaba dos motores turbofan General Electric TF34-100, que también se proponía para el avión de demostración.

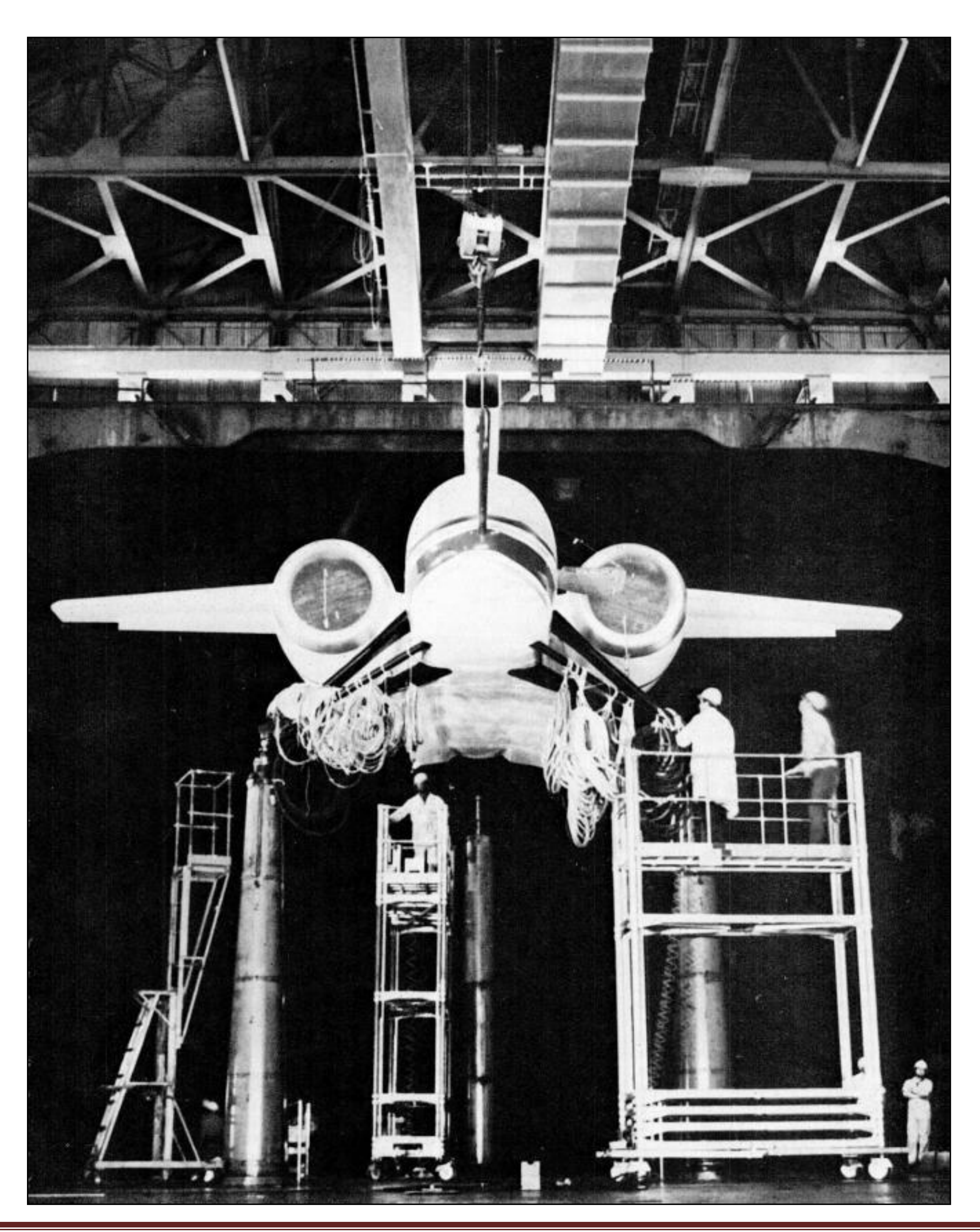
El conjunto de paletas de control detrás de cada motor giraba con la góndola y, por lo tanto, mantenía su posición en el flujo de escape del motor, cada conjunto de paleta constaba de una paleta horizontal cruzada por un par de paletas verticales, la paleta horizontal de cada conjunto estaba equipada con una aleta antibalanceo que estaba engranada para moverse en oposición a la deflexión de la paleta.

Los álabes verticales estaban colocados para permanecer alejados de la región más caliente del flujo de escape del motor, durante el vuelo vertical, el cabeceo del G-698 se controlaba mediante la desviación simétrica de las paletas horizontales en los dos conjuntos de paletas de control, la guiñada se controlaba mediante la desviación diferencial de las dos paletas horizontales; la desviación de los álabes verticales y el funcionamiento diferencial de los álabes guía de entrada variable delante de los motores trabajan juntos para proporcionar control de balanceo, finalmente el avión fue cancelado por falta de fondos.




NASA
NAVY





Programa Tilt Rotor Research Aircraft (TRRA)

La versión inicial del plan del proyecto NASA/US Army para el desarrollo de aviones de investigación de rotor basculante del tipo V/STOL que describía objetivos técnicos, calendario, mano de obra, financiación del gobierno, plan de gestión, infraestructura a utilizar, entre otras cosas, se publicó a principios de 1971 y mostraba que el rotor basculante tendría que satisfacer las necesidades tanto civiles, como militares y se haría en varias fases.

La Fase I financiaría dos estudios preliminares de diseño de aviones y el desarrollo de un plan de programa para un avión de investigación de rotor basculante de pequeño tamaño que cumpliera con los objetivos de prueba del concepto y que produjera información tecnológica que pudiera ser aplicable a aeronaves de rotor basculante civiles y militares de 1° generación definidas en la parte inicial del programa; para el esfuerzo de la Fase I se recibieron propuestas de Sikorski Aircraft, Boeing Vertol, Bell Helicopters y Grumman Aerospace.

La propuesta de Bell Helicopter se basó en el Model 300 que utilizaba un propulsor con cardan que había sido ampliamente testeado en el túnel de viento del centro NASA/Ames, los motores, montados en las puntas alares, se inclinaban con los propulsores como una unidad.

Boeing proporcionó una propuesta basada en el nuevo Model 222, diseño que inclinaban solo los propulsores montados en góndolas horizontales fijadas a la punta de ala, para minimizar los costos de desarrollo, el Boeing Model 222 debía utilizar el fuselaje, tren de aterrizaje y el empenaje del avión de transporte ejecutivo Mitsubishi Mu-2J biturbohélice.

Si bien se encontró que ambas propuestas eran competitivas, la propuesta de Bell ofrecía una reducción del riesgo técnico y costos basada en su demostración exitosa de una simulación de vuelo, desarrollo y demostración de un sistema de rotor apto para volar, y también el desarrollo de su motor principal.

El 12-04-1973 se seleccionó a Bell Helicopter en las negociaciones que conducirían a un contrato para el diseño y fabricación de dos aviones de rotor basculante, se le otorgó un contrato para la Fase lA (nivel de esfuerzo de planificación de 60 días definiendo los objetivos de desempeño, así como las características operativas y de diseño y estándares de diseño estructural); luego de una evaluación del gobierno de los planes presentados al final de ese período, el 30-09 se le dio inicio a la Fase IIB para el diseño, fabricación y prueba de dos aviones de investigación de rotor basculante que cumpliera con especificaciones V/STOL.





Bell XV-15

La propuesta de Bell Helicopters comenzó con el diseño del Model 300 y lo evolucionó hasta convertirse en el Model 301; Bell mantuvo el rotor y la transmisión, pero reemplazó los motores por el Lycoming T-53 más potente debido al requisito de volar con un solo motor y al mayor peso vacío y cargas útiles requeridas; otro beneficio del interruptor del motor fue que el motor T-53 ya tenía un sistema de aceite que podía operar con el motor apuntando verticalmente, que había sido desarrollado para el programa Canadair CL-84.

La propuesta se presentó el 22-01-1973 y la NASA otorgó el contrato para el diseño final, fabricación y pruebas preliminares de dos XV-15 el 31-07-1973; el diseño del fuselaje de 12,8 m de largo era básicamente el de un avión convencional, la estructura era de construcción semi-monocasco a prueba de fallas y estaba fabricada con material de aleación ligera, no tenía fuselaje presurizado, el tren de aterrizaje del triciclo provino del Canadair CL-84, sus ruedas principales y delanteras eran de Magnesio, las ruedas traseras se retraían en vainas externas a cada lado del fuselaje, los frenos de disco eran accionados hidráulicamente; la rueda de nariz, completamente giratoria incorporó amortiguadores de oscilación y un dispositivo de centrado, y se retraía en una bahía delante de la cabina; el tren de aterrizaje se diseñó estructuralmente para soportar una tasa de descenso de aterrizaje de 3 m/seg. con el peso bruto total.

Un interruptor en el puntal del tren principal evitaba la retracción inadvertida del tren y la inclinación de los pilones más de 30° de la vertical cuando la aeronave estaba en tierra, se proporcionó un sistema de gas Nitrógeno de 14500 Kg/m^2 para extensión de emergencia en caso de una falla hidráulica; la cola tipo H constaba de un estabilizador horizontal con un estabilizador vertical en cada punta, configuración que se seleccionó para proporcionar una estabilidad direccional mejorada en y cerca de ángulos de guiñada cero.

El fuselaje fue construido por Rockwell International construyó el fuselaje, éste llevaba dos pilotos uno al lado del otro en asientos eyectables Rockwell-Columbus LW-3B; la cabina de vuelo tenía calefacción, ventilación y aire acondicionado, pero no el compartimiento de carga, pudiendo acomodar hasta 9 personas.

El ala mide 9,75 m de ancho, tiene una cuerda constante de 1,6 m y un área resultante de 15,7 m^2 (uno de los requisitos de diseño era que el XV-15 pudiera caber en el túnel de viento del centro NASA/Ames de 12 x 24 m, que influyó en la envergadura y el tamaño del rotor). Se barre hacia adelante 6,5°, no por razones aerodinámicas futuristas, sino para garantizar que haya un espacio libre adecuado cuando las palas del rotor se flexionen en modo avión, el diedro del ala es de 2°; a lo largo del borde de fuga, un flap de 1 m^2 ocupa el tercio interior y un flaperón de 1,85 m^2 ocupa los dos tercios exteriores.

Las aletas grandes se pueden desviar hasta 75° para ayudar a proporcionar sustentación adicional a bajas velocidades; en vuelo estacionario, los flaps y flaperones se desvían hacia abajo para reducir la interferencia de la estela del ala. Los problemas con la estabilidad del ala/rotor/pilón que aquejaban al XV-3 se eliminaron diseñando un ala muy rígida y un accesorio de góndola/ala, y colocando el cubo del rotor lo más cerca posible del ala.

Cada ala tiene dos vejigas de combustible que forman un solo tanque de combustible a prueba de choques, juntos contienen un total de 830 lts.; en caso de falla de la bomba de combustible, ambos motores pueden alimentarse del mismo tanque, o en caso de falla del motor, un motor puede alimentarse de ambos tanques; las alimentaciones cruzadas se activan automáticamente en caso de falla de la bomba para asegurar un flujo de combustible ininterrumpido a ambos motores, en el caso de una pérdida total de energía eléctrica en ambas bombas, las bombas accionadas por motor todavía pueden mantener un flujo de combustible adecuado.


NASA


703
BELL XV-15

En cada punta alar tenía montado un motor Avco Lycoming LTC1K-4K, versión especialmente modificada del motor estándar T53-L-13B, la potencia se transmitía desde los motores a los rotores utilizando una caja de cambios y una transmisión acopladas, que reducen la velocidad del motor de aproximadamente 20000 RPM a una velocidad del rotor de aproximadamente 565 RPM en vuelo estacionario.

Los rotores semirrígidos de tres palas estaban hechos de acero inoxidable y tenían una gran cantidad de torsión, miden 7,6 m de diámetro y una cuerda de 36 cm (en 1979, Bell recibió un contrato del centro NASA/Ames para el diseño preliminar de una pala de rotor compuesta que ofrecería un rendimiento mejorado en comparación con las hojas de metal existentes, eventualmente se probó un conjunto, pero no funcionó bien.)

No hay bisagras que aletean, lo que significa que los rotores están rígidamente confinados al plano de rotación, los rotores pueden aletear hacia adelante o hacia atrás hasta 6°; para asegurar potencia a ambos rotores en caso de falla del motor, un eje que atraviesa el ala interconecta las dos transmisiones, como resultado de la interconexión, ambos rotores giran cuando arranca el primer motor; en caso de falla doble del motor, ambos rotores girarían automáticamente a la misma velocidad; la inclinación de la góndola se puede variar de horizontal a 5° detrás de la vertical.

La cabina posee controles duales, incluida una palanca colectiva, los controles de vuelo están diseñados para permitir la operación de un solo piloto desde cualquier asiento; en modo avión, las palancas de control y los pedales de timón funcionan de forma convencional, en el modo de desplazamiento, la palanca funciona como un controlador de tono cíclico; la unidad de mezcla mecánica hace todo lo necesario para convertir los controles del modo helicóptero al modo de ala fija, el control entre el modo helicóptero y avión se introduce gradualmente en función del ángulo de inclinación de la góndola, incluyendo cambiar los rotores de control de paso cíclico en vuelo vertical a control de velocidad constante para vuelo de ala fija; en el modo avión, la palanca colectiva todavía se puede utilizar como palanca de potencia.

Interruptores, montados en la palanca colectiva y operados por el piloto, controlan el ángulo de inclinación de la góndola, uno gira las góndolas de un extremo a otro en unos 12 seg., y permite que se detengan en cualquier posición, el otro interruptor mueve las góndolas entre ángulos preseleccionados de 60, 75 y 90° (en relación con la horizontal).

Para girar las góndolas, las válvulas eléctricas activan los motores hidráulicos, en caso de una falla completa del sistema eléctrico, el piloto puede abrir manualmente las válvulas usando manijas en T en la cabina, conduciendo las góndolas a la posición del helicóptero, la información de navegación y control al piloto la proporciona una computadora digital utilizando pantallas mecánicas y electrónicas avanzadas, los alerones, elevador y timón se impulsan hidráulicamente con un sistema hidráulico triple que permanece activo en todos los modos de vuelo.

El peso vacío del Bell XV-15 es de 4315 Kg con un peso de despegue vertical de 5865 Kg, permitiendo 495 Kg para instrumentación y 630 Kg de combustible, dejando algunos sobrantes para actualizaciones, el rendimiento estimado original incluía una velocidad de nivel máximo de 610 Km/h, techo de servicio de 8845 m y autonomía de 800 Km.

Para minimizar costos de desarrollo, las pruebas de calificación de vuelo no se realizaron en el sistema completo y cada componente (rotor, transmisión, motor y control de vuelo) fue desarrollado y probado individualmente.

El XV-15 N° 1 fue probado por primera vez en el Centro de Investigación de Vuelo de Bell en Arlington, Texas, el 22-10-1976; las pruebas en tierra comenzaron a inicios de 1977 e incluyeron 100 hrs de pruebas de calificación del sistema en un banco de pruebas elevado tanto en el modo helicóptero, como modo avión para demostrar que la aeronave cumplía con los requisitos finales de calificación de vuelo, el primer vuelo estacionario se realizó el 3-05-1977, seguido de evaluaciones de vuelo estacionario y baja velocidad.

A pesar de los primeros vuelos de prueba exitosos, el programa XV-15 no volvió a volar durante casi dos años debido a la insistencia de la NASA en las pruebas de túnel de viento a gran escala antes de intentar una conversión, pruebas que se realizaron en el túnel de viento del centro NASA/Ames de 12 x 24 m en mayo y junio de 1978, donde se realizaron 20 hrs de pruebas a velocidades entre 110 y 330 Km/h con los rotores en posiciones de helicóptero y avión, y numerosas posiciones intermedias que se encontrarían durante la transición.



El XV-15 N° 2, estaba a punto de completarse; debido a que el programa carecía de fondos para mantener dos aviones en estado de vuelo, las pruebas se reanudaron y comenzaron con los test en tierra en 1978 en el Centro de Pruebas de Arlington y realizando su primer vuelo estacionario el 23-04-1979; pronto comenzaron las pruebas de conversión, girando las góndolas solo 5° hacia adelante, pruebas sucesivas rotaron gradualmente las góndolas más cerca de la horizontal, hasta que se realizó la primera conversión completa el 24-07-1979, y alcanzó una velocidad de avance de 295 Km/h en un vuelo de 40 min.

La US Navy pronto se interesó en el Bell XV-15; debido a la continua escasez de fondos, el Comando de Sistemas Aéreos Navales comenzó a proporcionar fondos en 1979 y 1980 para garantizar que las pruebas de vuelo continuaran hasta la finalización de los vuelos de expansión de envolvente, a cambio, la US Navy podía realizar evaluaciones de vuelo; Bell continuó realizando vuelos de expansión envolvente utilizando el avión N° 2 para demostrar velocidades más altas y el rendimiento del sistema en sus instalaciones de Arlington, los criterios de diseño del sistema dictaban que cualquier falla única no impediría la realización de una operación de vuelo normal, y que cualquier falla doble aún permitiría que la tripulación saliera disparada (las palas y componentes del rotor y las transmisiones eran excepciones a este requisito; para verificar que la probabilidad de fallas de estos componentes era mínima, se diseñaron con estándares mucho más conservadores y se probaron exhaustivamente).

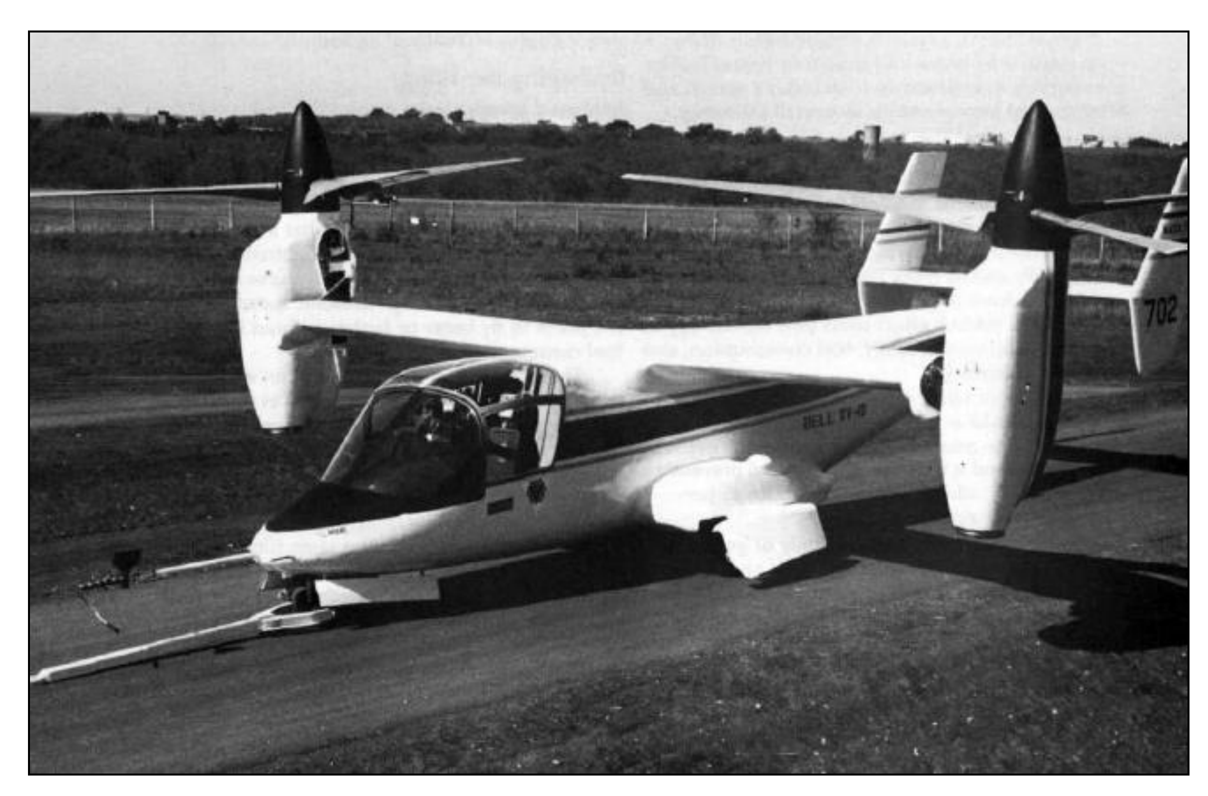
El XV-15 demostró tener muy buenas cualidades de manejo, la estabilidad aeroelástica en modo helicóptero también fue la prevista, la conversión resultó ser muy sencilla y la vibración y ruido de la cabina eran muy bajos, al igual que el ruido exterior.

Aunque la respuesta de ráfagas horizontales en modo avión fue inusual, se consideró aceptable, al igual que la calidad general del viaje, al finalizar los vuelos del contratista, el Bell XV-15 N° 2 fue enviado al centro NASA/ Dryden para pruebas continuas, donde se le unió el avión N° 1, operando ambos aviones por un corto período.

Las pruebas de vuelo de la NASA como de Bell continuaron en la década de 1980, y los dos XV-15 demostraron estar virtualmente libres de problemas significativos, los logros adicionales que se demostraron incluyeron una autonomía de crucero de 1,7 hrs en modo avión, velocidad de crucero de 425 Km/h, despegue como un helicóptero y entrega de cargas útiles con la mitad de la cantidad de combustible a distancias de más de 185 Km, despegues con las góndolas inclinadas entre 60 y 70°, con un peso bruto máximo de 6765 Kg.

Para el rodaje, se descubrió que inclinar las góndolas hacia delante de la vertical solo 1° era suficiente para que el avión comenzara a moverse hacia adelante, inclinar las góndolas detrás de la vertical hacía que la aeronave se detenga rápidamente; en vuelo estacionario, el control de balanceo lo proporcionaba el paso colectivo diferencial del rotor, el control de paso por paso cíclico y la guiñada por paso cíclico diferencial; para maniobrar en modo estacionario, muchas de las maniobras que normalmente se realizan moviendo el control cíclico se realizaron inclinando las góndolas, también se utilizó una combinación de ángulo de rotor y paso cíclico para variar la actitud de paso sin avanzar.

El despegue vertical era sencillo, mientras que los helicópteros tienden a despegar y rápidamente inclinarse y cabecear ligeramente hacia arriba o hacia abajo, el Bell XV-15 mantenía la actitud en el despegue, el movimiento lateral se lograba al inclinarse ligeramente de modo que el empuje tuviera un pequeño componente lateral, el avión podía trasladarse lateralmente a 65 Km/h sin tendencia a girar contra el viento, incluso volar hacia atrás a la mima velocidad, con la nariz hacia arriba y la palanca de popa completa, los puestos nivelados en la configuración limpia producían una ligera vibración a 205 Km/h; en el modo de autorrotación del helicóptero, la mejor velocidad de descenso de 11 m/seg se lograba a 140 Km/h; para las aproximaciones finales, los pilotos aprendieron a usar el ángulo de inclinación de la góndola en lugar de las entradas de cabeceo para controlar la velocidad aerodinámica.


702


703

En 1982, el avión N° 1 realizó una gira de demostración, que incluyó una parada en el helipuerto del Pentágono, durante la gira, el XV-15 voló 4815 Km y solo necesitó un mantenimiento de rutina diario previo al vuelo, luego el avión N°1 se modificó en las instalaciones de Bell, los elementos agregados incluyeron un sistema de radar de advertencia APR-39 y un sistema dispensador de chaff.

El avión partió hacia la Estación Aeronaval de Armas China Lake, en California y finalmente hacia la Base Aeronaval North Island, en San Diego, California para pruebas en el mar, las evaluaciones se realizaron a bordo del buque de asalto anfibio USS Tripoli frente a la costa de San Diego en julio de 1982, allí se realizaron 54 aterrizajes y despegues verticales (de los cuales 5 fueron despegues STOL).

Otras evaluaciones relacionadas con la misión incluyeron el rescate sobre el agua y el levantamiento de carga simulado, que se demostraron en mayo de 1983, y el reabastecimiento de combustible aire-aire simulado, que se realizó en septiembre de 1984; en 1986, ambos aviones habían acumulado un total de 530 hrs de vuelo, realizaron 1500 transiciones y alcanzaron una altitud de 6860 m.

En 1990, el XV-15 N° 1 estableció numerosos récords de tiempo para ascenso y altitud sostenida para esta clase de aeronave, incluyendo un ascenso a 3000 m en 4,4 min. y a 6000 m en 8,46 min., también sostuvo una altitud de 6860 m con una carga útil ficticia de 990 Kg además de 450 Kg de instrumentación de prueba, a partir de junio de 1990, el XV-15 N° 1 se basó en el Centro de Investigación de Vuelo de Bell Helicopter en Arlington para continuar con el desarrollo de la ingeniería, y el XV-15 N° 2 se basó en el centro NASA/Ames para continuar la investigación de rotor basculante.

El Bell XV-15 N° 1 permaneció en servicio en el Centro de Investigación de Vuelo de Bell, donde se utilizó como demostración de concepto y herramienta de marketing para el V-22 Osprey que en ese momento se estaba desarrollando, voló regularmente hasta agosto de 1992, cuando sufrió daños irreparables (una falla mecánica en el sistema de control provocó que la aeronave volcara mientras se encontraba en vuelo estacionario), había volado casi 841 hrs; el fuselaje delantero se rescató y se utilizó como simulador para ayudar a desarrollar el próximo avión civil de rotor basculante de Bell.

El Bell XV-15 N° 2 permaneció en el centro NASA/Ames, en 1986, fue equipado con palas de rotor compuestas construidas por Boeing Helicopter y se le realizaron pruebas hasta 1991, la NASA luego decidió dejar el fuselaje para una inspección, los fondos del programa nuevamente se agotaron antes de que pudiera completarse la inspección y el avión permanecería parcialmente desarmado hasta mediados de 1994; había acumulado poco más de 281 hrs.

En 1994 se transfirió el XV-15 N° 2 a Bell y se le permitió volver a ponerlo en servicio comenzando su restauración e inspección el mismo año y reanudó las pruebas de vuelo en 1995; en su configuración actual, el XV-15 tiene una cabina de cristal Rockwell-Collins que cuenta con una gran pantalla de cristal líquido legible a la luz del día que muestra toda la información del vuelo, posiciones de flaps y góndolas.

El esquema de pintura de la NASA se reemplazó para mejorar el atractivo de marketing para el desarrollo del rotor de inclinación civil; a fines de 1998, el Bell XV-15 restante había acumulado un total de 530 hrs de vuelo y permanece en servicio en el Centro de Pruebas de Bell en Arlington para continuar desarrollando y refinando las tecnologías Tilt Rotor.


Aeronaves
VTOL/VSTOL
Década
1980

Mc Donnell Douglas Model 276

En 1980, Mc AIR inició la definición de un concepto de una aeronave biplaza, con dos motores de empuje vectorial con un sistema de propulsión más simple que el concepto del Mc Donnell Douglas Model 260 de tres ventiladores; este diseño, denominado Model 276 era una aeronave de ala alta con dos motores turboventiladores, el control de actitud en vuelo de despegue vertical y la modulación de empuje diferencial en balanceo, como la vectorización de empuje diferencial en guiñada lo proporcionaría el sistema de control de reacción del motor; la transferencia de potencia entre los motores por medio de ejes transversales permitiría una amplia gama de modulación de empuje para el control de balanceo, incluida la capacidad de equilibrio del motor.

La tobera utilizaba un concepto denominado ventilación, y se lograba eliminando la pared interior con un diseño de tobera/deflector convencional, mejorando el rendimiento; para estudiar las características de la tobera ventilada tipo D, se creó un demostrador de tecnología de este concepto para su uso en un programa de pruebas en el Centro NASA/Ames en 1981 utilizando un motor General Electric TF-34 (utilizados en los aviones Fairchild A-10 Thunderbolt II y Lockheed S-3 Viking; sin embargo el proyecto quedó solo en las pruebas de túnel de viento.

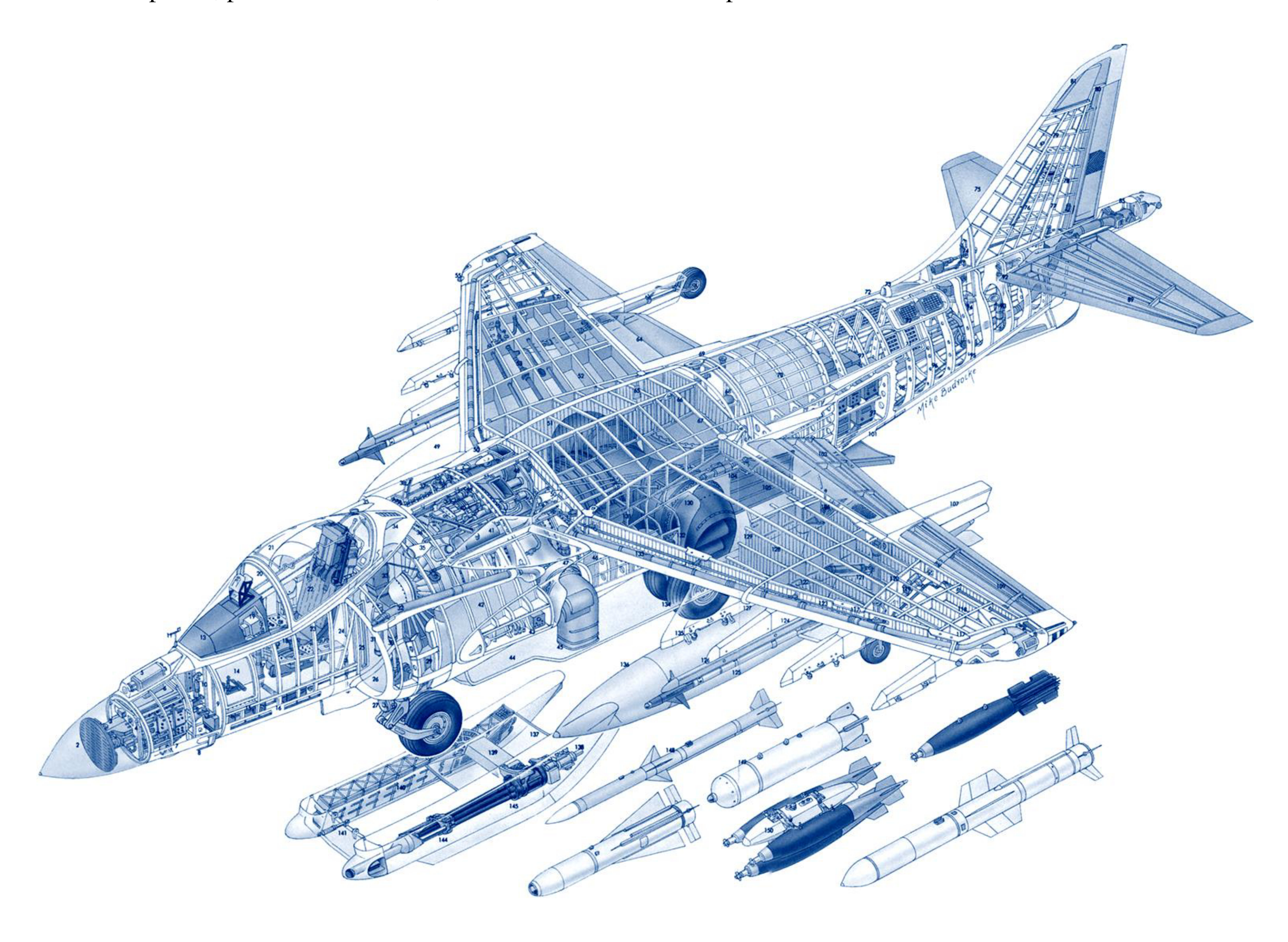




Mc Donnell Douglas AV-8B Harrier II

El proyecto que finalmente condujo a la creación del AV-8B Harrier II comenzó como un esfuerzo cooperativo entre Estados Unidos y el Reino Unido con el objetivo de abordar las deficiencias operativas de la 1° generación del Hawker Siddeley AV-8A Harrier; los primeros esfuerzos se centraron en un motor Pegasus más grande y potente para mejorar las capacidades del AV-8A Harrier; debido a restricciones presupuestarias, el Reino Unido abandonó el proyecto en 1975, pero, Mc Donnell Douglas rediseñaría el avión para crear el AV-8B Harrier II, mientras conservaba el diseño general de su predecesor, el avión incorporaba un ala compuesta nueva, más grande, y con un punto de anclaje adicional a cada lado, fuselaje rediseñado, cambios estructurales y aerodinámicos, cabina elevada y sería propulsado por una versión mejorada del motor Pegasus.

El AV-8B Harrier II realizó su vuelo inaugural a finales de 1981 y entró en servicio con el USMC en 1985, fue empleado principalmente en misiones de ataque ligero o de múltiples funciones, desde el apoyo aéreo cercano de tropas terrestres, hasta el reconocimiento aéreo; actualizaciones posteriores agregaron capacidades de ataque nocturno y radar, lo que resultó en las versiones AV-8B y AV-8B Harrier II Plus, respectivamente; se estudió una versión ampliada, pero no se continuó; es utilizado también en España e Italia.







General Dynamics E

A principios de 1980 General Dynamics consideró conceptos de aeronaves VSTOL (denominados E), aviones diseñados para realizar misiones militares viables con posibilidades de lograr el despegue desde una cubierta de un portaaviones con el beneficio de aumentar en gran medida la flexibilidad de las operaciones aéreas y disminuir los tiempos de ciclo de cubierta mientras, al mismo tiempo, se eliminaba la catapulta y la maquinaria de engranajes de detención y el personal de apoyo.

Para cada configuración general, se consideraron tres aviones, uno de demostración de vuelo, y dos operativos, los aviones de demostración de vuelo se construirían a partir de motores existentes o derivados a muy corto plazo, con el objetivo principal de demostrar regímenes de vuelo VSTOL, por lo que no se usarían postquemadores, pero si, el mismo fuselaje que el avión operativo, de modo que las únicas extrapolaciones requeridas del demostrador de vuelo sería la propulsión; la energía del sistema de control de reacción sería proporcionada por unidades de propulsión auxiliares (APU); en las aeronaves operativas, el empuje del motor requeriría de avances tecnológicos, sobre todo en el área de potencia de control de reacción.

Estas definiciones establecerían el peso de la aeronave operacional tipo VSTOL como las armas aire-aire que llevaría como carga útil, otra modificación era que, debido a las penalizaciones de peso de combustible incurridas por el aumento de la resistencia del tanque externo, la misión de interdicción se realizaría con combustible interno.

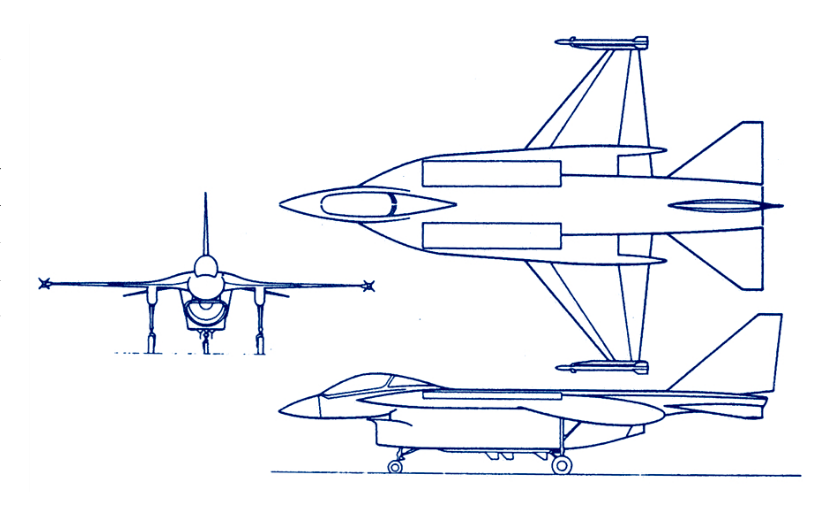
Los diseños iniciales de la serie E se basarían en el motor Rolls-Royce 11F35, para un demostrador de vuelo, y un motor Rolls-Royce J, para el avión operativo y se utilizarían para toda la serie el fuselaje de un avión General Dynamics F-16 Fighting Falcon.

Diseño E-1

En el primer diseño de la serie E, el aire del ventilador se escapaba por dos boquillas cuando no se conducía al eyector. Si bien esto podría haber producido un avión VSTOL de excelentes prestaciones, se desarrollaron dificultades de diseño estructural entre la caja del ala y el conducto de aire del ventilador, por lo que este diseño fue refinado para evitar problemas.

Diseño E-2

En esta configuración los eyectores eran de gran tamaño, el escape de aire del ventilador de popa se conducía a una boquilla de postcombustión tipo bidimensional, el flujo del núcleo se descargaba a una boquilla simétrica y eje vectorial; debido a la interferencia estructural entre los eyectores y la caja del ala, el ala tuvo que ubicarse hacia atrás en una posición no óptima, el impacto resultante en la curva de área y la resistencia al avance fue tal que la configuración solo era capaz de realizar vuelos subsónicos.



Diseños E-3 y E-4

Se colocó un ala de flecha de un General Dynamics F-16E alrededor del fuselaje y el sistema de propulsión del diseño E-2 para convertirse en el diseño E-3, el análisis preliminar indicó que, con dispositivos de envergadura completa para la maniobra, este diseño, con motor Rolls Royce J cumpliría la misión y el desempeño puntual, mientras que, con el motor R-R 11F35, se podía lograr un buen demostrador de vuelo; luego se intentó un refinamiento adicional de la configuración E-3 en la configuración E-4, eliminándose la tobera de aire del ventilador de popa, el aire del ventilador se mezclaría con el aire del núcleo a través de una tobera especial cuando no se usaba en los eyectores. Sin embargo, esto requería que las presiones del ventilador y del núcleo coincidieran, degradando el rendimiento del motor tipo Pegasus; posteriormente se detuvo el desarrollo de los diseños E-4 y E-3 se convirtieron en el estándar para el desarrollo de la serie; en este estado del desarrollo, se volvió cuestionable que el motor R-R 11F35 fuera financiado para el desarrollo; aunque el motor R-R 11F35 sería un demostrador de vuelo razonable para el diseño E-3, pero muy poco probable para un avión operativo, bajo un estudio separado, se inició la búsqueda de un motor alternativo; el motor General Electric F101/DFE sería el elegido como motor para este estudio.

Diseño E-7A

Este diseño empleaba un sistema eyector/aumentador impulsado por el aire de derivación del motor que estaba ubicado en la sección de la raíz del ala cerca del vértice de un ala grande de delta recortada de 60°, una tobera de núcleo tipo ADEN bidimensional está ubicada en la parte trasera de la superficie inferior de la aeronave para vectorizar el escape caliente del motor principal; para vuelos de alta velocidad, la aeronave se reconfiguraría, las unidades difusoras se plegarían y guardarían, y las tapas de entrada del eyector se cerrarían; para el vuelo estacionario, el control de actitud lo proporcionarían los jets de control de reacción ubicados en las secciones de nariz, ala y cola de la aeronave; para el vuelo convencional, el control lo proporcionarían los elevones y un timón.; durante la transición, se utilizan ambos sistemas.

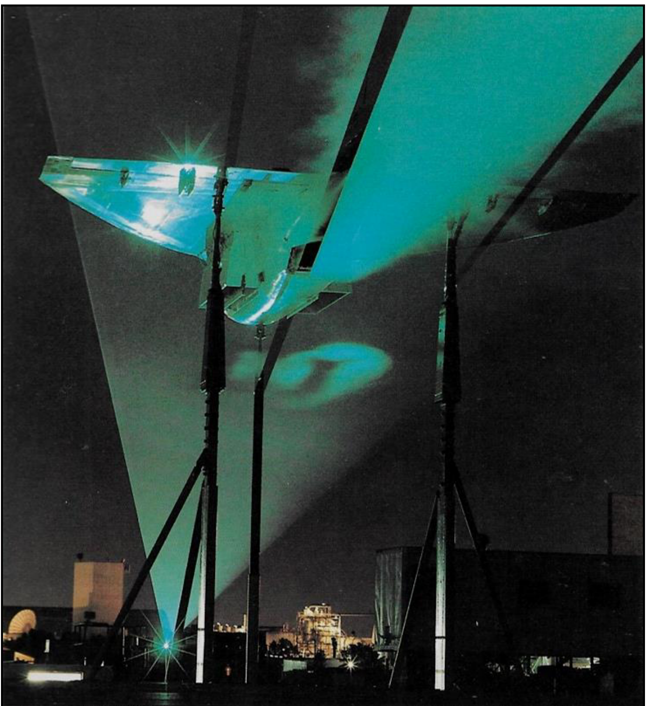
Diseño E-7D

El objetivo principal de este esfuerzo fue validar los métodos de diseño para sistemas de control integrado (DMICS) aplicados a una configuración de aeronave específica; en este caso, el E-7D, un avión de despegue impulsado con eyector y aumentador diseñado por Lockheed Fort Worth Company, el subcontratista de General Electric Aircraft Engines para este estudio; en apoyo de esta actividad combinada, en el centro de investigación NASA/Ames se realizaron simulaciones piloteadas tanto fijas como basadas en movimiento.

El diseño del E-7D fue utilizado como un potencial avión de combate/ataque supersónico con un sistema de elevación asistida eyector-aumentador para proporcionar capacidad VSTOL, el diseño difiere del E-7A anterior principalmente en los sistemas de control de vuelo y propulsión; el sistema de propulsión E-7D utilizó flujo mixto de ventilador y núcleo en las tres boquillas de empuje (contando los eyectores como uno), el flujo de aire para el sistema de control de reacción (RCS) se suministraba mediante purga del compresor de alta presión.

El sistema de control de vuelo (FCS) del E-7D se desarrolló como parte de un sistema integrado de control de vuelo y propulsión basado en una metodología jerárquica y descentralizada conocida como DMICS, que utilizaba técnicas modernas de diseño de sistemas de control, como espacio de estado y teorías de control óptimo, para optimizar el uso de energía de control a lo largo de la envolvente de vuelo; el E-7A se diseñó utilizando métodos inversos no lineales, que resolvían los comandos de control aerodinámico y de propulsión directamente desde los comandos de control del piloto.


NASA




NASA
DARPA
Canada

Programa JVX/Tilt-Rotor

Como resultado de la cancelación del programa de reemplazo del Helicóptero de Transporte de Asalto (HXM), el Dto. de Defensa de Estados Unidos ordenó en 1981 que se realizara una revisión de la tecnología V/STOL, con intención de establecer un programa conjunto de desarrollo de aviones de ala giratoria para satisfacer los requisitos de elevación de servicio para aeronaves V/STOL de elevación media en la década de 1990 y a futuro.

La directiva indicó la necesidad de consolidar fondos de desarrollo limitados en la producción de un solo avión para satisfacer las diversas necesidades y ordenó a sus fuerzas armadas (US Army, US Navy, USAF) que contribuyeran con fondos iniciales para el desarrollo en forma conjunta de un avión avanzado de elevación vertical multipropósito denominado JVX aprovechando la tecnología avanzada del rotor basculante que prometía un mayor alcance, velocidad, confiabilidad y capacidad de mantenimiento.

El programa JVX/Tilt-Rotor fue el segundo esfuerzo de investigación de la NASA relacionado con helicópteros, contribuyó al programa JVX mediante la transferencia de tecnología genérica del rotor basculante, y proporcionó instalaciones y experiencia para abordar problemas tecnológicos específicos del JVX.

A principios de la década de 1980, las pruebas con el avión de investigación XV-15 y otras investigaciones de apoyo demostraron que los problemas críticos de diseño podían abordarse con éxito, el programa TRRA conjunto entre la NASA y el US Army proporcionó el nivel de confianza necesario para que el Dto. de Defensa iniciara el desarrollo a gran escala del JVX.

Se realizaron pruebas de túnel de viento a escala en el centro NASA/Langley para investigar las características de giro del JVX y establecer límites de estabilidad aeroelásticos para el diseño preliminar del JVX; también se utilizó el Simulador de Movimiento Vertical del Centro NASA/Ames en dos pruebas de diseño y desarrollo para validar el modelo matemático del JVX y así, evaluar las características del sistema de control de vuelo, las pruebas de rendimiento crítico completadas en el Centro de Investigación Aerodinámica del NASA/Ames proporcionaron nuevos datos sobre la eficiencia de vuelo estacionario y la descarga del ala.



Como se previó inicialmente, el programa JVX cumpliría con los requisitos HXM y proporcionaría un avión de misión electrónica especial (SEMA) para el US Army, una aeronave de búsqueda y rescate de combate (SAR) para la US Navy y un avión para operaciones especiales para la USAF, además, se anticipó que el JVX reduciría o reemplazaría dada su capacidad para múltiples misiones una gran cantidad de aeronaves y helicópteros en el inventario del Dto. de Defensa.

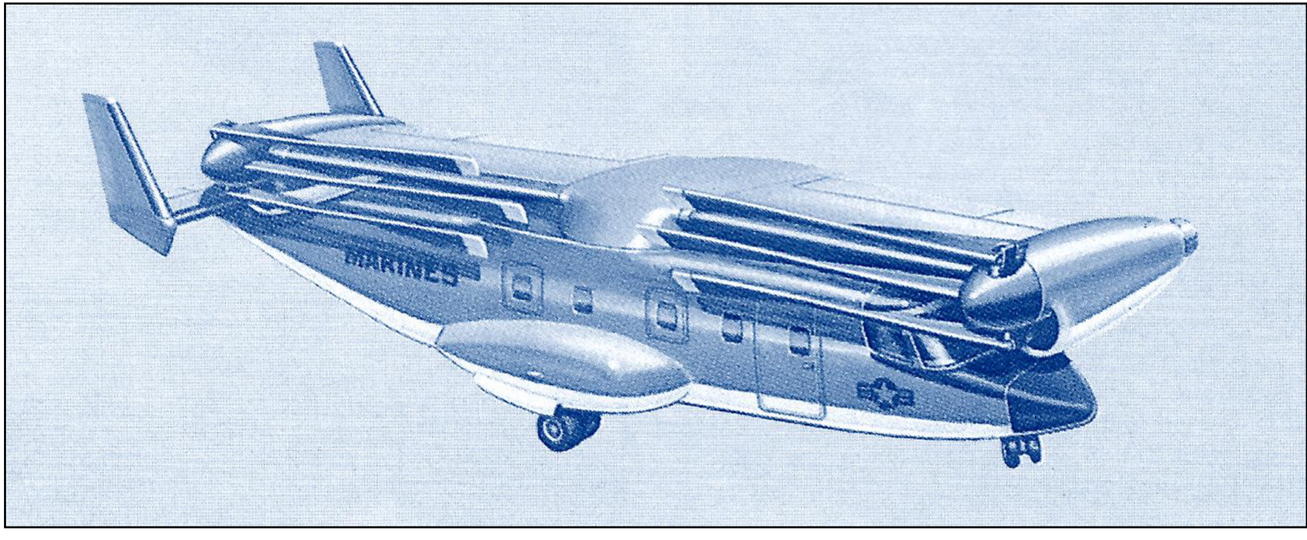
En un Memorando de Entendimiento el 4-06-1982 se estableció una participación en los fondos para el programa de desarrollo común de 34% el US Army, 50% US Navy y 16% la USAF, cada fuerza debía financiar y respaldar sus propias pruebas operativas únicas, así como el costo de los paquetes de configuración únicos y el equipo de la misión, el US Army requería que el JVX levantara verticalmente un equipo electrónico de 2080 Kg y navegara a 460 Km/h hasta 9000 m durante 4 hrs, este requisito de elevación requería de un avión más grande y un motor más potente que las necesidades de la misión de las otras fuerzas.

Los requisitos de la misión proyectada del USMC para principios de la década de 1990 dictaron que la producción inicial de aeronaves estuviera equipada con motores General Electric T-64, pero que se incorporaría un motor de tecnología moderna, así como para todos los derivados de producción del US Army, US Navy y la USAF; en 1983, el US Army revisó los requisitos generales de la misión de la aeronave y decidió retirarse del programa de desarrollo del JVX; al mismo tiempo, la USAF redujo su requerimiento de aeronaves JVX de 200 a 80, que se usarían únicamente para operaciones especiales.

Durante una reunión especial en 1983, la Junta de Recursos de Defensa acordó que el US Army se retiraría del programa JVX, y consolidó todos los fondos del año fiscal 1984 a la investigación y desarrollo de la US Navy, designándola como servicio líder y patrocinador del contrato del USMC; posteriormente, a finales de 1983, el US Army acordó la compra de aviones JVX para transporte y apoyo logístico, como el JVX no estaría diseñado para la misiones de carga pesada, se aceptaría la entrega de aviones JVX configurados por el USMC pero modificados.

Basado en la tecnología avanzada de rotor basculante incorporada en el Bell XV-15, el JVX debía ser ampliado en tamaño y peso para realizar una gran variedad de misiones, al volar como avión turbohélice, a velocidades de hasta 450 Km/h a 900 m con una capacidad de despliegue automático de 3370 Km (sin reabastecimiento de combustible), y como helicóptero, el JVX brindaría a los Servicios una flexibilidad de empleo táctico mucho mayor que la actual combinación de helicópteros y aviones utilitarios, para el éxito o el fracaso del programa de adquisición del JVX fue fundamental la capacidad de la industria para diseñar un avión híbrido de rotor basculante que satisfaga los requisitos de servicio conjunto.

El programa JVX recibió una evaluación de riesgo tecnológico asignada por la NASA, la industria y el Dto. de Defensa, pero se tendrían que superar problemas significativos a medida que se agregaban cambios de ingeniería y capacidades mejoradas durante el ciclo de desarrollo; además del requisito de compatibilidad a bordo, crítico para las versiones del USMC y la US Navy, un factor clave fue la necesidad de proporcionar al JVX un motor que produjera una alta potencia por unidad de peso y un bajo consumo de combustible.


MARINES

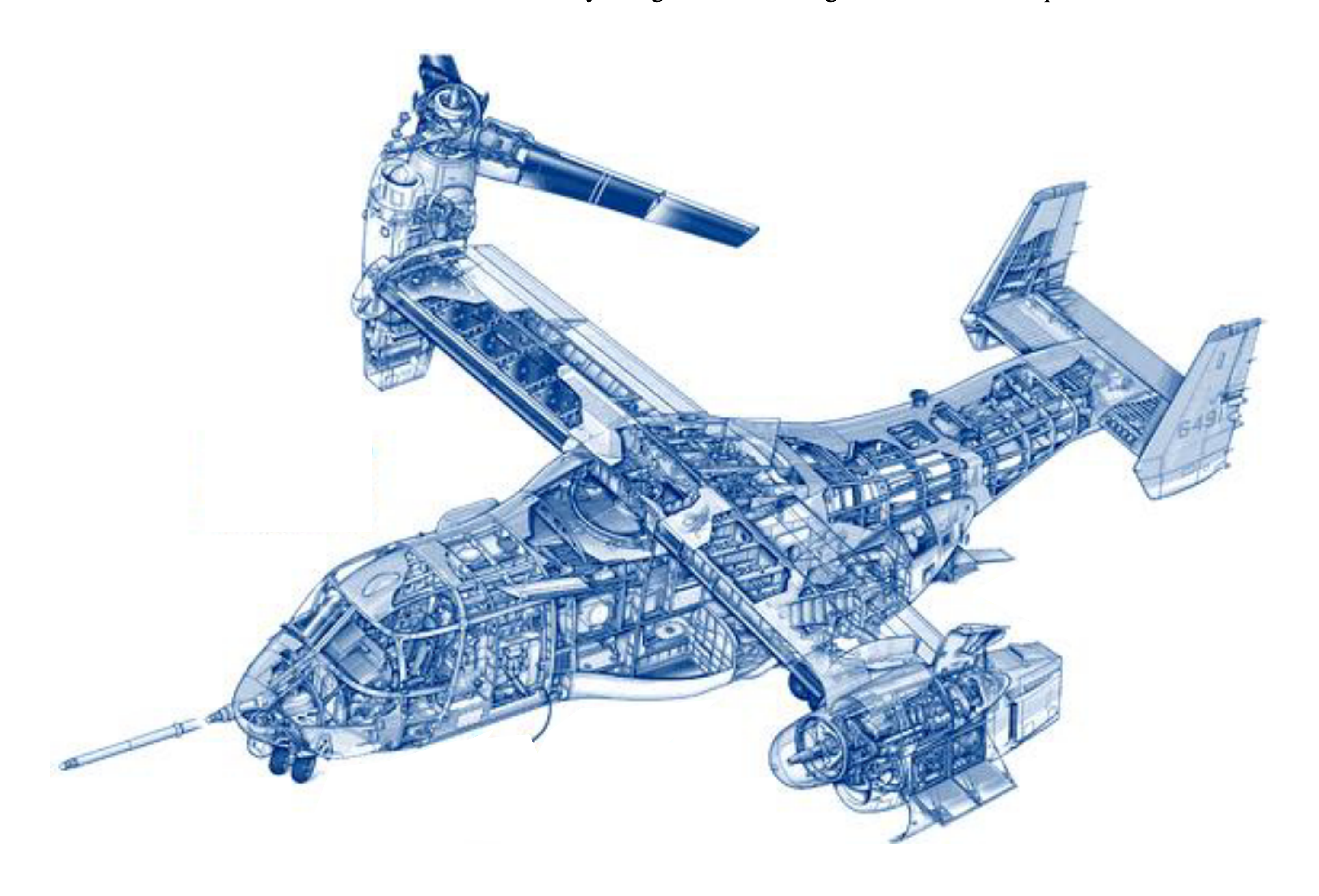
Bell-Boeing V-22 Osprey

En 1981 el Dto. de Defensa de Estados Unidos inicia el programa de aeronaves JVX que combina los requisitos de las Fuerzas Armadas, una solicitud de propuestas se emitió en 1982 para un trabajo de diseño preliminar, las empresas aeronáuticas Aérospatiale, Bell Helicopter, Boeing Vertol, Grumman, Westland y Lockheed expresaron su interés, y se animó a los contratistas a formar equipos.

Bell se asoció con Boeing Vertol para presentar una propuesta para una versión ampliada del prototipo Bell XV-15 el 17-02-1983; siendo la única propuesta recibida, se le adjudicó un contrato de diseño preliminar el 26-04-1983.

El avión JVX fue denominado V-22 Osprey el 15-01-1985; en marzo de ese año, ya se estaban produciendo los primeros 6 prototipos y se amplió Boeing Vertol para manejar la carga de trabajo, dividiéndose en partes iguales entre Bell y Boeing; Bell Helicopter fabricaría e integraría el ala, góndolas, rotores, sistema de propulsión, superficies de cola y la rampa de popa, además de los motores Rolls-Royce y realizaría el ensamble final; Boeing Helicopters fabricaría e integraría el fuselaje, aviónica y controles de vuelo.

La variante para el USMC recibió la designación MV-22 y la variante de la USAF CV-22; el desarrollo a gran escala comenzó en 1986; el 3-05-1986, la US Navy otorgó a Bell/Boeing un contrato de adquisición del avión.



El V-22 Osprey es el primer avión de rotor basculante de producción del mundo, con un propulsor de tres palas, motor turbohélice y una góndola de transmisión montada en cada punta de ala; para el despegue y el aterrizaje, normalmente funciona como un helicóptero con las góndolas verticales y los rotores horizontales, una vez en el aire, las góndolas giran hacia adelante 90° en tan solo 12 seg. para el vuelo horizontal, convirtiendo al V-22 en un avión turbohélice de mayor velocidad y mayor eficiencia de combustible; la capacidad de despegue y aterrizaje rodante se logra al tener las góndolas inclinadas hacia adelante hasta 45°, también son posibles otras orientaciones



Los materiales compuestos constituyen el 43% de la estructura del avión, y las palas del proprotor, para el almacenamiento (en portaaviones o dentro de hangares) los rotores del se pliegan en 90 seg. y su ala gira para alinearse, de adelante hacia atrás, con el fuselaje, debido al requisito de rotores plegables, su diámetro de 11,6 m es 1,5 m menos de lo que sería óptimo para un avión de este tamaño para realizar un despegue vertical, el calor del escape de los motores puede dañar potencialmente las cubiertas de vuelo y los revestimientos de los barcos, por lo que se ideó una solución temporal de escudos térmicos portátiles colocados debajo de los motores y que una solución a largo plazo requeriría el rediseño de cubiertas con revestimiento resistente al calor, barreras térmicas pasivas y cambios en la estructura del barco.

Los dos motores Rolls-Royce AE-1107C están conectados por ejes de transmisión a una caja de cambios central común para que un motor pueda impulsar ambos propulsores si ocurre una falla en el motor; cualquiera de los dos motores puede impulsar ambos propulsores a través del eje de transmisión del ala. Sin embargo, el V-22 no es capaz de volar con un motor, si la caja de cambios de un proprotor falla, ese proprotor no se puede poner en bandera y ambos motores deben detenerse antes de un aterrizaje de emergencia.



Tiene una velocidad descendente máxima del rotor de más de 150 Km/h, pierde el 10 % de su sustentación vertical sobre un diseño de ala basculante cuando opera en modo helicóptero debido a la resistencia al flujo de aire de las alas, mientras que el diseño de rotor basculante tiene un mejor desempeño en despegues y aterrizajes cortos, está equipado con una cabina de vidrio que incorpora cuatro pantallas multifunción (compatibles con gafas de visión nocturna) y una unidad de pantalla central compartida, para mostrar varias imágenes, que incluyen mapas digitales, sistema IR, instrumentos de vuelo primarios, navegación (TACAN, VOR, ILS, GPS, INS) y el estado del sistema; el panel del director de vuelo del sistema de gestión de la cabina permite funciones completamente acopladas (piloto automático) que hacen que la aeronave pase de un vuelo hacia adelante a un vuelo estacionario sin interacción del piloto más que programar el sistema, el fuselaje no está presurizado y el personal debe usar máscaras de Oxígeno a bordo a alturas superiores a 3000 m; también posee sistemas de control de vuelo fly-by-wire de triple redundancia, con control de daños computarizado para aislar automáticamente las áreas dañadas.

Con las góndolas apuntando directamente hacia arriba en el modo de conversión a 90°, las computadoras de vuelo le ordenan que vuele como un helicóptero, aplicando fuerzas cíclicas a un plato cíclico convencional en el cubo del rotor; con las góndolas en modo avión (0°) los flaperones, timón y elevador vuelan de forma similar a un avión (esta es una transición gradual, que ocurre en el rango de rotación de las góndolas; cuanto más bajas sean las góndolas, mayor será el efecto de las superficies de control de modo avión) las góndolas pueden rotar más allá de la vertical hasta 97,5° para el vuelo hacia atrás.

El avión puede ir armado con una ametralladora M-240 de 7.62 mm o una ametralladora M-2 de 12.7 mm en la rampa de carga trasera, se estudió también la colocación de una Minigun Gatling de tres cañones GAU-19 de 12.7 mm montada debajo de la nariz.

BAE Systems desarrolló un sistema de torreta de armas operado remotamente por un artillero montado en el vientre (IDWS); los objetivos se adquieren a través de una cápsula separada utilizando TV en color e imágenes IR, este equipo se instaló en los aviones V-22 Osprey desplegados en Afganistán en 2009; encontró un uso limitado debido a su peso de 360 Kg y reglas de combate restrictivas, a menudo los aviones volaban sin él, ya que el peso adicional reducía la capacidad de carga.

La velocidad del V-22 le permite superar a los helicópteros de apoyo convencionales, por lo que se requería una capacidad de autodefensa en operaciones independientes de largo alcance, la cámara IR resultó útil para vigilancia y reconocimiento y se estudiaron otras armas para proporcionar fuego en todos los cuadrantes, incluidas ametralladoras en la nariz y en la puerta, y contramedidas no letales para trabajar con la ametralladora montada en la rampa y el IDWS; en 2014, Bell/Boeing realizó pruebas de armas equipando a un V-22 Osprey con un pilón en el fuselaje delantero, y reemplazó la cámara EO AN/AAQ-27A con un sensor/designador láser L-3 Wescam MX-15; durante 5 vuelos, se dispararon 26 cohetes Hydra-70 no guiados, dos cohetes APKWS guiados y dos misiles Griffin-B; el USMC y la USAF probaron un arma que pudiera estar montada en la nariz, conectada a una mira montada en el casco del piloto, también un pilón que podía transportar 140 Kg de municiones. Sin embargo, en 2019, el USMC optó por las actualizaciones del IDWS en lugar de adoptar nuevas armas.

El primer V-22 Osprey se lanzó públicamente en 1988, el US Army abandonó el programa, citando la necesidad de centrar su presupuesto en programas de aviación más inmediatos; el prototipo N° 1 voló por primera vez el 19-03-1989 en modo helicóptero y el 14-09-1989 en modo de ala fija; los prototipos N° 2 y N° 3 completaron con éxito las primeras pruebas en el mar a bordo del portaaviones USS Wasp a finales de 1990.

Los prototipos N° 4 y N° 5 se estrellaron en 1991-92; desde octubre de 1992 hasta abril de 1993 el V-22 fue rediseñado para reducir el peso, simplificar la fabricación y reducir costos de construcción; fue designado V-22B y los vuelos se reanudaron a mediados de 1993, después de que se hicieran cambios de seguridad en los prototipos; Bell/Boeing recibió un contrato para la fase de desarrollo de fabricación de ingeniería en junio de 1994, en esta etapa, las pruebas se centraron en la expansión de la envolvente y medición de las cargas de vuelo, comenzaron en el Centro de Pruebas de Guerra Aérea Naval de la Estación Aérea Naval Patuxent River, y el primer vuelo tuvo lugar el 5-02-1997.

El primero de los cuatro aviones de producción inicial de baja velocidad, ordenados el 28-04-1997, se entregó el 27-05-1999; las pruebas en el mar se completaron a bordo del portaaviones USS Saipan a inicios de 1999, durante las pruebas de carga externa en abril, un V-22 Osprey transportaba el obús ligero M-777; en el año 2000, hubo dos accidentes, y el V-22 fue puesto a tierra mientras se investigaban las causas y se rediseñaron varias partes; en 2005, el avión completó su evaluación operativa final, incluido despliegues de largo alcance, gran altitud, desierto y operaciones a bordo y se informó que los problemas previamente identificados habían sido resueltos.

El Comando de Sistemas Aéreos Navales de Estados Unidos (NAVAIR) trabajó en actualizaciones de software para aumentar la velocidad máxima de 500 Km/h, aumentar el límite de altitud del modo helicóptero a 3700 m 4300 m) y aumentar el rendimiento de elevación; para 2012, se habían realizado cambios en el hardware, el software y procedimientos en respuesta a incendios hidráulicos en las góndolas, problemas de control del estado del anillo de vórtice y aterrizajes opuestos; mejorando la fiabilidad del avión.

En 2010, el Comando de Sistemas Aéreos Navales adjudicó a Bell/Boeing un contrato para diseñar un procesador integrado en respuesta a la obsolescencia de la aviónica y agregar nuevas capacidades de red; en febrero de 2012, el USMC recibió el primer V-22C, con nuevo radar, gestión de misiones adicional y equipo de guerra electrónica y en 2015 se examinaron las opciones para actualizar todas las aeronaves al estándar V-22C.

En una evaluación en octubre de 2012, un MV-22 aterrizó y cargó combustible a bordo del portaaviones USS Nimitz (la versión de alta velocidad del sistema de reabastecimiento de combustible por medio de manguera puede desplegarse a 343 Km/h y funcionar hasta 460 Km/h, en una combinación de tanques y una cámara de aire rodante de hasta 5400 Kg de combustible, la rampa del avión debe abrirse para extender la manguera, luego levantarse una vez extendida, y puede repostar helicópteros, necesitando un embudo separado utilizado específicamente por helicópteros y una góndola convertida; muchos vehículos terrestres del USMC pueden funcionar con combustible de aviación; un V-22 de reabastecimiento podría dar servicio a estos); en 2013, se realizan pruebas de manejo de carga en el portaaviones USS Harry S. Truman.

En 2013, Rolls-Royce anunció que había aumentado la potencia del motor AE-1107C en un 17 % mediante la adopción de una nueva turbina, una mayor capacidad de flujo de la válvula de combustible y actualizaciones de software; también debería mejorar la confiabilidad en condiciones de alta temperatura y gran altitud y aumentar las limitaciones de carga útil máxima y mejorar el consumo de combustible.


Bell Boeing

El 13-04-2007, el USMC anunció el primer despliegue de combate del avión V-22 Osprey en la Base Aérea de Al Asad, Irak, para 2008, el V-22 había realizado 3000 salidas por un total de 5200 hrs en Irak.

Los MV-22 desplegados en Afganistán en 2009 vieron su primera misión de combate ofensivo en la Operation Cobra's Anger el 4-12-2009, donde ayudaron a insertar 1000 soldados del USMC y 150 tropas afganas en el S de Afganistán para interrumpir las operaciones de los talibanes, superando las 100000 hrs de vuelo, el despliegue estaba programado para finalizar a fines de 2013 con la reducción de las operaciones de combate; sin embargo, se ordenó que extendieran las operaciones para la evacuación de heridos.

En 2010, el MV-22 Osprey fue enviado a Haití como parte de los esfuerzos de socorro de la Operación Respuesta Unificada después de un terremoto, la primera misión del tipo humanitaria, en marzo de 2011, dos MV-22 Osprey ayudaron a rescatar a un miembro de la tripulación de un F-15E de la USAF derribado durante la Operación Odyssey Dawn.

En 2013, el USMC formó una fuerza de respuesta intercontinental, Special Purpose Marine Air-Ground Task Force -Crisis Response- Africa, utilizando V-22 equipados con equipo de comunicaciones especializado; este mismo año, tras el tifón Haiyan, 12 MV-22 de la 3° Brig. Expedicionaria de la US Navy se desplegaron en Filipinas para operaciones de socorro en casos de desastre, volando más rápido y con mayores cargas útiles mientras transportaba suministros por todo el archipiélago de la isla.

El primer CV-22 operativo de la USAF se entregó en 2006 a la 58° Ala de Operaciones Especiales en la Base Aérea Kirtland, Nuevo México y se usaron para entrenar personal para uso en operaciones especiales, y el primer despliegue operativo de la USAF envió 4 aviones CV-22 Osprey a Malí en 2008 en apoyo del ejercicio Flintlock, los aviones volaron sin escalas desde Hurlburt Field, Florida, con reabastecimiento de combustible en vuelo.

El 5-01-2015, la US Army y el USMC firmaron un memorando de entendimiento para comprar el V-22 designado inicialmente como HV-22, se compraron 4 aviones cada año entre 2018 y 2020, incorpora un sistema de combustible de rango extendido para un rango sin repostar de 2130 Km, radio de alta frecuencia para las comunicaciones sobre el horizonte, y un sistema de megafonía para comunicarse con los pasajeros; el aumento de rango proviene de tanques de combustible adicionales, su misión principal es la logística de largo alcance; otras misiones concebibles incluyen recuperación de personal y guerra especial, en 2016, la US Navy lo designó oficialmente como CMV-22B; la US Navy ordenó 39 CMV-22B en 2018 y el primer CMV-22B realizó su vuelo inicial en diciembre de 2019, el primer despliegue comenzó en 2021 a bordo del portaaviones USS Carl Vinson.

El primer V-22 para Japón realizó su primer vuelo en agosto de 2017 y el avión comenzó a entregarse al ejército japonés en 2020; en 2018, el Ministerio de Defensa de Japón decidió retrasar el despliegue de los primeros cinco MV-22B que había recibido en medio de la oposición y las negociaciones en curso en la prefectura de Saga, donde se basaría el avión; el 8-05-2020, los primeros dos de los cinco aviones fueron entregados en el Campo Aéreo de Kisarazu después de no poder llegar a un acuerdo con los residentes de la prefectura de Saga.





Sikorsky S-72 X Wing

El concepto de rotor de control de circulación X-Wing fue desarrollado a mediados de la década de 1970 por el Centro de Investigación y Desarrollo de Buques Navales David Taylor con fondos de DARPA; en octubre de 1976, Lockheed Corp. ganó un contrato de DARPA para desarrollar un rotor a gran escala para probar el concepto.

Con la intención de despegar verticalmente como un helicóptero, los rotores rígidos de la nave podrían detenerse en pleno vuelo para actuar como alas en forma de X para proporcionar sustentación adicional durante el vuelo hacia adelante, además de tener alas más convencionales.

En lugar de controlar la sustentación alterando el ángulo de ataque de sus palas como lo hacen los helicópteros convencionales, la aeronave usaba aire comprimido alimentado por los motores y expulsado de sus palas para generar una superficie de ala virtual, similar a los flaps soplados en una plataforma convencional; las válvulas computarizadas aseguraban de que el aire comprimido viniera del borde correcto del rotor, cambiando el borde correcto a medida que giraba el rotor.

A fines de 1983, Sikorsky recibió un contrato para modificar un helicóptero S-72 RSRA en un banco de pruebas de demostración para el sistema de rotor X-Wing, el fuselaje modificado se implementó en 1986 y aunque muchos de los problemas técnicos de la aeronave se habían resuelto, con planes para que comenzara las pruebas de vuelo con el sistema rotor/ala, nunca voló y debido a requisitos presupuestarios el programa se canceló en 1988.

El X-Wing se concibió como un complemento en lugar de un reemplazo para helicópteros y aviones de ala fija, destinado a ser utilizado en funciones tales como operaciones aire-aire y aire-tierra, guerra antisubmarina, alerta temprana aerotransportada y búsqueda/rescate, donde estas funciones podrían aprovechar la capacidad de la aeronave para volar y maniobrar a bajas velocidades.



Northrop N328-20 V/STOL

El avión caza Northrop N382-20 V/STOL era descendiente de una familia de aviones avanzados de despegue y aterrizaje horizontal (Horizontal Advanced Take Off and Landing-HATOL) y despegue y aterrizaje vertical/corto (V/STOL) que se desarrollaron para cumplir con la misión básica y objetivos de rendimiento puntuales, que incorporaban cambios de configuración para satisfacer velocidades de supercrucero mediante acortamiento del fuselaje y ayudando al desarrollo de conceptos de diseño estructural ultraligero y materiales avanzados.

Era uno avión monomotor de despegue convencional (con la adición de empuje vectorial) y podía aterrizar verticalmente al final de la misión, empleando un sistema de propulsión de turboventilador con un sistema de elevación remota aumentada (RALS) con toberas vectoriales para proporcionar el empuje necesario para el despegue, aterrizaje vertical y control durante la transición y vuelo estacionario.

Podía llevar como armamento dos AMRAAM y dos ASRAAM en una cápsula conformada debajo del fuselaje y lleva una pistola de 20 mm con 500 rondas de municiones.

El N382-20 tenía una forma en planta de canard delta compuesta por cuatro ensambles estructurales principales construidos principalmente con compuestos avanzados reforzados con grafito, alas de múltiples costillas, montadas sobre el fuselaje, canards totalmente móviles y dos góndolas montadas en las alas que acomodaban el tren de aterrizaje, contenían combustible y sostenían los estabilizadores verticales.



Bell Advanced Tilt Rotor (BAT)

Propuesto en 1984 por Bell en respuesta al Programa Experimental de Helicópteros Ligeros (LHX) del US Army el Bell Advanced Tilt Rotor (BAT) era un avión liviano, de un solo asiento, rotor inclinable y cola tipo mariposa, su peso de despegue era de 3620 Kg; velocidad máxima a 4270 m, 563 Km/h; techo de servicio fuera del efecto suelo 3050 m; alcance de 3890 Km, llevaría como armamento 4 misiles Hellfire y 4 misiles aire-aire Stinger; su desarrollo tuvo que abandonarse debido a nuevos requisitos, especialmente en el tema del peso (debía ser inferior a 3150 Kg).





BAe Harrier II

Debido al interés de Estados Unidos, se continuó trabajando en el desarrollo de un sucesor menos ambicioso que el Harrier, un avión equipado con un ala más grande y utilizando materiales compuestos en su construcción; se construyeron dos prototipos a partir de aeronaves existentes que volaron en 1978, Estados Unidos continuaría con el proyecto si encontraba un comprador extranjero importante y Gran Bretaña tenía un plan para mejorar el Harrier con un ala de metal nueva y más grande; en 1980, el Reino Unido consideró si el programa de estados Unidos cumpliría con sus requisitos; su opinión fue que requería modificaciones, por lo que el diseño del ala se modificó para incorporar las extensiones diseñadas por los británicos.

El acuerdo del Reino Unido con Estados Unidos incluía la participación de British Aerospace (BAe) como subcontratista principal, fabricando secciones como el fuselaje trasero; el BAe Harrier II sería una versión inglesa del AV-8B Harrier estadounidense que BAe producía como contratista principal con Mc Donnell Douglas como subcontratista.

El montaje final se realizó en Dunsfold, Inglaterra; el primer prototipo voló en 1981, el primer Harrier GR.5 de desarrollo construido por BAe voló por primera vez el 30-04-1985 y el avión entró en servicio en julio de 1987; el GR.5 tenía muchas diferencias con los AV-8B Harrier en aviónica, armamento y equipamiento; el ala del GR.5 presentaba un borde de ataque de acero inoxidable, lo que le otorgaba características de flexión diferentes a las del AV-8B Harrier; es una versión modificada de la serie Harrier GR.1/GR.3 de 1° generación, el fuselaje de aleación de Aluminio original se reemplazó por uno hecho en su mayor parte con materiales compuestos, lo que le proporcionaría una reducción de peso significativa y una mayor carga útil (3 tn), una nueva ala de una sola pieza y un mayor grosor le dieron la posibilidad de agregarle una torre de misiles adicional frente a cada tren de aterrizaje, así como bordes de ataque reforzados en las alas para enfrentar impactos de aves.

Entre las principales diferencias estaba el nuevo sistema ZEUS ECM, la cabina del Harrier II tiene operabilidad diurna/nocturna y está equipada con una pantalla de visualización frontal (HUD), dos pantallas verticales conocidas como pantallas a color multipropósito (MPCD), mapa móvil digital, sistema de navegación inercial (INS) y un sistema práctico de acelerador y palanca (HOTAS), la RAF usó aviones Harrier en las funciones de reconocimiento y ataque terrestre, por lo que confió en el misil AIM-9 Sidewinder de corto alcance para el combate aéreo.



Se desarrolló un modelo más avanzado, denominado Harrier GR.7, principalmente para agregar capacidad nocturna y mejoras de aviónica; el programa de desarrollo del GR.7 operó junto con una iniciativa similar del USMC, la aviónica adicional incluye gafas de infrarrojos (FLIR) y de visión nocturna montadas en la nariz, un conjunto de contramedidas electrónicas, nuevas pantallas de cabina y un sistema de mapa móvil de reemplazo; el GR.7 realizó su vuelo inaugural en mayo de 1990 y entró en servicio en agosto del mismo año.

Algunos GR.7 estaban equipados con motores Rolls-Royce Pegasus mejorados, redesignados Harrier GR.7A y mejorando significativamente las capacidades VSTOL pudiendo transportar mayor carga útil, a partir de 1998 se puso a disposición del Harrier II una serie de pods de designación láser TIALD; en respuesta a las dificultades experimentadas al comunicarse con aviones de la OTAN durante la Guerra de Kosovo de 1999, los Harrier GR.7 se actualizaron con equipos de comunicaciones encriptados.

Se llevó a cabo otro importante programa de actualización del estándar GR.7; el Harrier GR.9, que se desarrolló a través del Programa Conjunto de Actualización y Mantenimiento (JUMP), mejorando la aviónica, sistemas de comunicaciones y capacidades de armas, la actualización también reemplazó el fuselaje trasero compuesto del GR.7 por uno de metal, menos vulnerable a los daños causados por las vibraciones del motor.



Los primeros escuadrones que recibieron el BAe Harrier II tenían su base en Alemania, una fuerza permanente para disuadir la agresión soviética contra Occidente y, en caso de guerra, para llevar a cabo ataques terrestres; como el BAe Harrier II tenía alcance y capacidad de supervivencia significativamente mayores que su predecesor, se puso un nuevo énfasis en las operaciones de interdicción.

A finales de 1990, el BAe Harrier II se acercaba al estado operativo completo con varios escuadrones, durante la Guerra del Golfo, en 1991, se consideró que el BAe Harrier II no era el avión adecuado para ser desplegado. Sin embargo, se enviaron varios aviones para patrullar zonas de exclusión aérea sobre Irak desde 1993 en adelante; en 1994 se retiró el último avión Harrier de primera generación de la RAF, y el BAE Harrier II asumió sus funciones.

Los despliegues navales operativos comenzaron en 1997; en 1998, se llevó a cabo un despliegue en Irak a través de portaaviones estacionados en el Golfo Pérsico; en el año 2000, los Harrier GR.7 y los Sea Harrier FA-2 de la Royal Navy realizaron salidas de reconocimiento sobre Sierra Leona; en 2003, el Harrier GR7 desempeñó un papel destacado durante la Operación Telic (contribución del Reino Unido a la Guerra de Irak liderada por Estados Unidos) realizando misiones de reconocimiento y ataque en el S de Irak, para destruir los lanzadores de misiles Scud para evitar su uso contra Kuwait.

En 2007, el Harrier GR.9 comenzó su primer despliegue operativo en Kandahar, Afganistán, como parte de la Fuerza Internacional de Asistencia para la Seguridad (ISAF) de la OTAN; los Harrier GR.7 se retirarían progresivamente a favor del nuevo Harrier GR.9, luego de 5 años de operaciones continuas en Afganistán, los últimos aviones Harrier británicos fueron retirados de Afganistán en 2009, habiendo volado más de 22000 hrs en 8500 salidas.

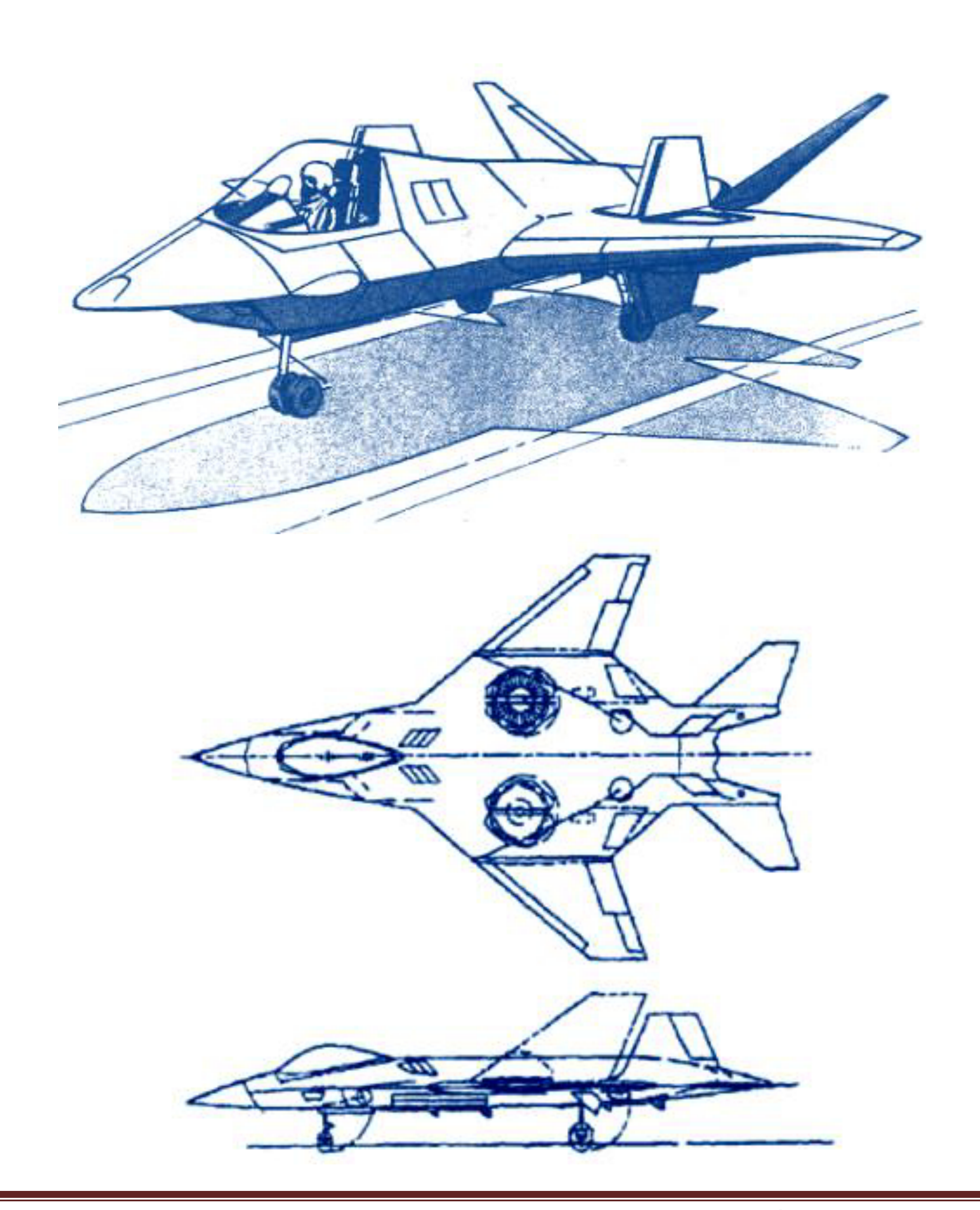


Aeronaves VTOL/VSTOL Década 1990

Grumman FAAV (Model 755)

A principios de la década de 1990, se hizo relevante la sustitución de los aviones Fairchild A-10, por lo que Grumman diseñó un avión de ataque subsónico con algunos elementos de tecnologías furtivas y características V/STOL, destinadas principalmente al apoyo a tropas terrestres y antitanque.

Tenía un ventilador de anillo incorporado en ambas partes del ala; durante el vuelo lento y el vuelo estacionario, parte de los gases de escape debían desviarse a través de canales internos directamente hacia el ventilador, que lo haría girar y crearía una elevación adicional al aspirar el aire circundante; debajo del ventilador llevaría una rejilla de desviación de chorro que serviría para dirigir el flujo de aire, proporcionándole estabilidad y maniobrabilidad.



Un ala trapezoidal con una envergadura de 17,7 m; con un barrido de 30° en los bordes de ataque y de salida crearía un efecto suelo y facilitaría el vuelo vertical; el impulso debía ser proporcionado por un motor a reacción, que usaba una entrada de aire ubicada debajo de la cabina.

La tobera del motor estaba protegida por superficies de cola híbridas con una inclinación de 40° desde el eje horizontal, tomadas del avión Northrop YF-23 (el modelo para pruebas en el túnel de viento tenía superficies de cola horizontales clásicas y verticales dobles) el US Army expresó interés en la aeronave, y proporcionó fondos para la fase de definición; al mismo tiempo, se firmó un acuerdo con la NASA para hacer pruebas de un modelo a escala reducida en túneles de viento; las pruebas se centraron principalmente en las características de maniobra en grandes ángulos de ataque, pero no resultaron ser las mejores; finalmente, recortes en el gasto militar después del final de la Guerra Fría hicieron imposible continuar con el desarrollo.





Yakovlev Yak-201

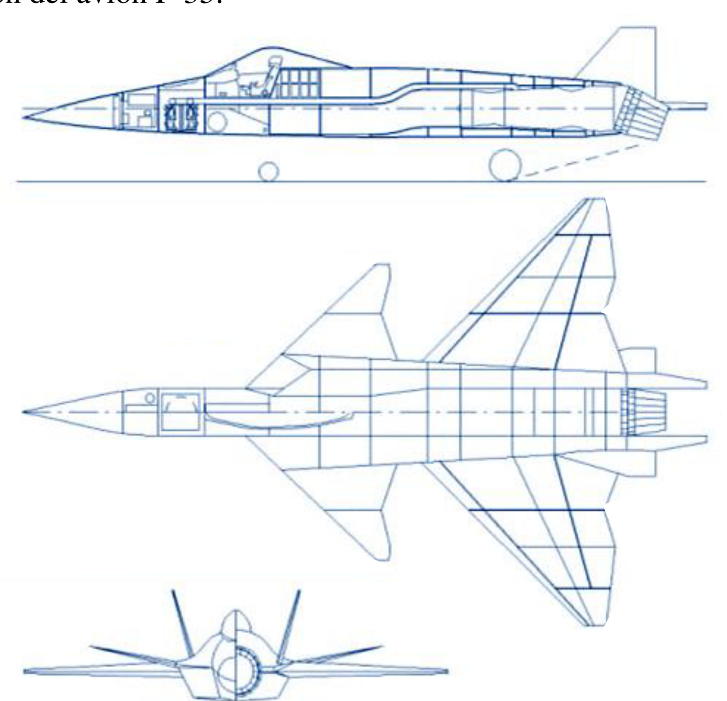
El diseño fue iniciado por iniciativa de Yakovlev a mediados de la década de 1990 para permitir que los portaaviones de la Armada de Rusia operaran aviones VSTOL de última generación

El diseño de la aeronave se basó en el esquema tradicional de doble cola, su doble empenaje vertical tendría un gran ángulo de inclinación; a diferencia de sus predecesores, Yak-38 y Yak-141, tendría una unidad de potencia, que estaría ubicada inmediatamente detrás de la cabina del piloto; el único motor de elevación y propulsión del caza recibiría un accionamiento mecánico para el ventilador de elevación.

Dependiendo del modo de vuelo, el motor funcionaría para diferentes tareas, en el despegue, el motor crearía un ascensor, cambiando la dirección del flujo de aire a la superficie subyacente del sitio de despegue. Después de escalar, las aletas superpuestas se abrían, creando un impulso para el vuelo horizontal; se consideraron dos variantes de tobera redonda y plana con boquillas rotativas, lo que le daría al avión una gran maniobrabilidad; las armas (cañón GSH-23 y misiles aire-aire de mediano y largo alcance) estarían ubicadas en un compartimiento en la zona ventral del fuselaje.

La aeronave sería de un solo asiento, ya que no había espacio suficiente para el segundo tripulante debido al motor detrás de la cabina; la velocidad de vuelo se estimó en 1250 Km/h, y a una altitud mayor, la velocidad aumentaría a 1800 Km/h, tendría una longitud de 18 m; 5m de alto; su envergadura, en posición desplegada sería de 11,70 m y 5,9 m en posición plegada; tendría un área alar de 63,4 m^2; llevaría un motor de derivación R-79M-300, dos RD-41, o un turboventilador AL-41F; su techo práctico de servicio se estimó en 15000 m.

Finalmente, el diseño de Yakovlev no fue aprobado, el Ministerio de Defensa no tenía fondos para el desarrollo un nuevo avión y a mediados de la década de 1990, debido a la incertidumbre del entonces liderazgo de los programas MiG LFI y Su-47, el proyecto pasó a un segundo plano; se cree que Yakovlev colaboró con la firma estadounidense Lockheed Martin vendiéndole tecnología de la tobera rotativa y un motor de elevación, ayudando de esta manera en la creación del avión F-35.



Cartercopter

Giroavión compuesto experimental de pequeñas dimensiones desarrollado por la empresa Carter Aviation; con un peso vacío de 907 Kg; 9,8 m de envergadura y un techo de servicio de 3000 m.

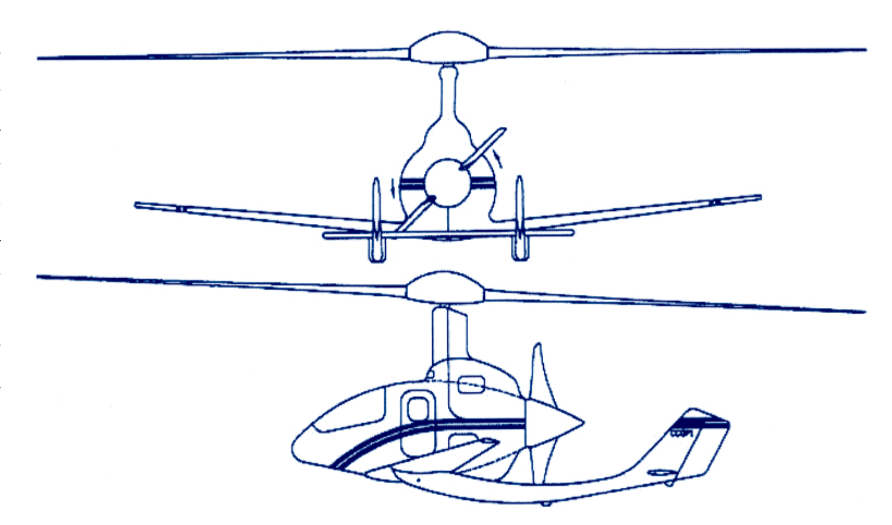
El diseño de la aeronave emplea mecanismos y rasgos únicos que la hacen menos compleja que los helicópteros convencionales, el rotor bipala del tipo semirrígido consiste en una sola pieza fabricada en materiales compuestos que incluye las palas y el cubo del rotor; la transmisión para el sistema de prerrotación es simple y eficiente, utilizando una polea liviana en combinación con una correa dentada y diseñada para una vida útil corta y de poca potencia, dado que se utiliza solamente cuando haya que prerotar el rotor con el fin de obtener altas rpm antes del despegue vertical, denominado salto.

Posee un rotor de muy alta inercia que le permite efectuar despegues verticales hasta alturas de 30 m, e incorpora un ala con la que logra reducir las rpm del rotor durante el vuelo en crucero, con el fin de producir una baja resistencia al avance, y en consecuencia disminuir la potencia requerida; dado que el ala no se utiliza para el vuelo a bajas velocidades, su tamaño es notablemente menor que en una aeronave convencional, lo cual reduce la resistencia al avance y simultáneamente la potencia necesaria; pero el ala almacena suficiente combustible para proporcionarle un alcance excepcional.

El fuselaje, construido enteramente en materiales compuestos tiene capacidad para 5 pasajeros, incluyendo el piloto, y esta presurizado para volar confortablemente en niveles superiores; dos largueros que nacen en las raíces alares unen el fuselaje con el conjunto de cola, del tipo bideriva, estos largueros tienen también la función de alojar el tren de aterrizaje cuando es retraído, y fueron diseñados de forma que sí es necesario realizar un aterrizaje de emergencia con el tren arriba, la hélice quede protegida de un eventual impacto contra el suelo.

El tren de aterrizaje es de construcción robusta y ha sido diseñado para proveer una capacidad de absorción extrema de energía, en caso de emergencia con regímenes de descenso de hasta 32 Km/h, valores similares a los ensayados en helicópteros militares, durante uno de los vuelos de prueba, el prototipo del efectuó un aterrizaje duro en el que se verificaron solamente daños menores en la estructura, lo cual demuestra la validez del diseño del tren de aterrizaje, además, el mismo posee un sistema que permite subirse o bajarse en tierra para facilitar la carga y descarga de la aeronave.

También incorpora varios sistemas que mejoran las características de vuelo, entre ellos se cuentan un mecanismo para proporcionar estabilidad al rotor en aire turbulento, otro para mantener las rpm del rotor casi constantes a medida que la velocidad varía y a distintos ángulos de ataque, y un sistema que permite al piloto controlar el avión cuando está siendo sustentado por el rotor o por el ala, o por una combinación de ambos.



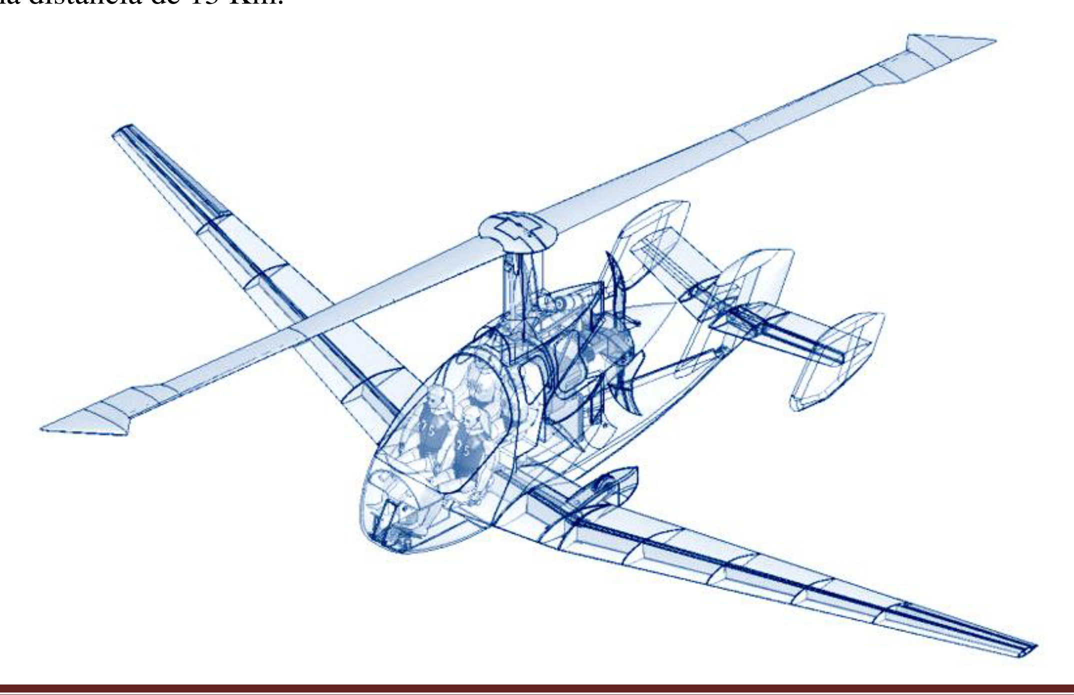
En el despegue, el piloto inclina el rotor superior plano (ángulo de ataque cero) y lo hace girar a una velocidad muy alta (entre 365 y 425 rpm), luego, el rotor se desconecta del motor y el ángulo de ataque de las palas del rotor principal se aumenta repentinamente para que el vehículo salte en el aire; el rotor principal de la aeronave tiene suficiente impulso debido a los pesados contrapesos en las puntas para que pueda flotar por un corto tiempo de manera segura; luego, el piloto aplica toda la potencia a la hélice de empuje trasera y el vehículo comienza a moverse hacia adelante, mientras lo hace, el aire es forzado a través del rotor principal, haciéndolo girar más rápido y generando más sustentación, finalmente el vehículo se eleva en el aire, volando como un autogiro.

Utiliza un motor LS-1V8, de acuerdo con los diseñadores, este motor tiene el tamaño, peso y potencia adecuados para la aeronave; durante las primeras pruebas se utilizó un motor General Motors V6, pero debido a diversos problemas y potencia insuficiente fue reemplazado.

El primer prototipo se utilizó para probar y desarrollar el diseño, explorando la envolvente de vuelo desde pequeños despegues sobre la pista hasta circuitos de tránsito, y volando a diferentes velocidades para investigar sus cualidades a bajas y altas velocidades, y así determinar las combinaciones necesarias en la sustentación del rotor y del ala; las pruebas en tierra incluyeron, entre otros, ensayos de la presurización de la cabina, pruebas de la resistencia del tren de aterrizaje y sus fijaciones al fuselaje, evaluación de la resistencia del ala (alcanzándose factores de 4G), comprobación de resistencia, prueba del sistema de rotor hasta 580 RPM y del comportamiento de la hélice propulsora a altas revoluciones del motor.

Se lo presentó por primera vez en forma estática en 1998, como parte de una exhibición de la NASA durante la Convención de la EAA en Oshkosh, voló por primera vez el 24-09-1998 y en noviembre de ese año efectuó su primer despegue desde la pista de la localidad de Olney, Texas; luego, las pruebas continuaron en la Base Aérea Sheppard, Wichita Falls, debido principalmente a la mayor longitud de pista que permitía efectuar despegues más largos.

En junio de 1999, y luego de varios meses de ensayos en tierra y cortos vuelos sobre la pista, realizó un circuito de tránsito a 120 m de altura y a una velocidad de 187 Km/h; los vuelos siguientes se llevaron a cabo a 203 Km/h recorriendo una distancia de 13 Km.




N121CC



Aeronaves VTOL/VSTOL Década 2000 +

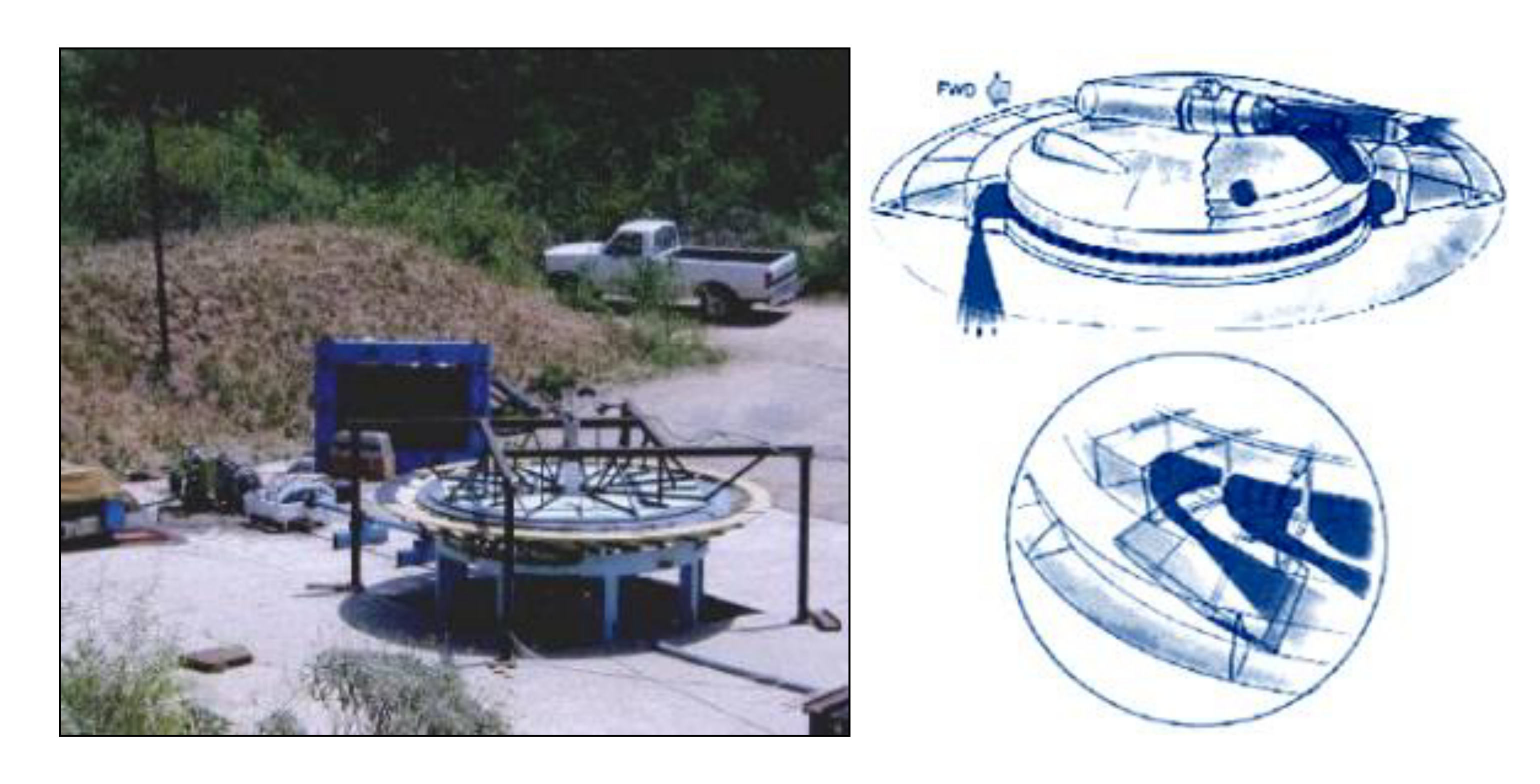
GO Aircraft HSVTOL

El disco HSVTOL (High Speed Vertical Take Off and Landing) fue un proyecto de la empresa estadounidense GO Aircraft Ltd., destinado a construir un avión en forma de disco que sería capaz de transportar 24 soldados armados en su versión militar, o 32 pasajeros en su versión civil.

El proyecto contaba con el apoyo financiero de la DARPA y asesoramiento técnico de la NASA, la versión en serie debía tener un diámetro de 13,7 m y la propulsión sería proporcionada por varios motores a reacción.

Los gases de escape se dirigían hacia atrás durante el vuelo hacia adelante, y durante el despegue y vuelo estacionario se dirigían a través de las toberas de escape hacia un sistema de 28 palas en la parte exterior giratoria del disco, que se dividían en dos filas; en el interior, los gases de escape se mezclaban con el aire frío, que era aspirado por un sistema de deflectores abatibles, el exterior empujaba hacia abajo sólo el aire circundante.

No tenía conexiones mecánicas fijas entre el fuselaje y la parte móvil, solo se mantenía en su lugar mediante presión neumática, los tanques de combustible estaban ubicados entre la cabina de la tripulación y las palas, y utilizaría varios chorros de aire frío para las maniobras.



Se construyó un modelo a escala con un diámetro de 4,6 m para verificar las tecnologías; sus pruebas, enfocadas principalmente en la parte del circuito móvil se realizaron durante el año 2000 en los Laboratorios Wyle, ubicados en El Segundo, California.

Según los resultados, el movimiento de las palas periféricas a una velocidad de 610 RPM era suficiente para conseguir el empuje previsto; la idea era que la versión en serie pudiera complementar al Bell V-22 Osprey, como también reemplazar al Lockheed C-130 Hércules en el transporte militar.

Programa Joint Strike Fighter (JSF)

El programa JSF fue el resultado de la fusión de los proyectos Common Affordable Lightweight Fighter (CALF) programa de DARPA para desarrollar un caza VSTOL para el USMC y Joint Advanced Strike Technology (JAST) creado en 1993, implementando una de las recomendaciones del Dto. de Defensa de Estados Unidos para incluir a la US Navy en el programa Common Strike Fighter; el proyecto fusionado continuó bajo el nombre JAST hasta la fase de ingeniería, fabricación y desarrollo, durante la cual el proyecto se convirtió en Joint Strike Fighter.

La oficina del programa JAST se estableció el 27-01-1994 para desarrollar tecnología de aviones, armas y sensores con el objetivo de reemplazar varios aviones dispares de Estados Unidos y el Reino Unido; en 1995, el Reino Unido firmó un memorando de entendimiento para convertirse en socio formal, durante 1997, el Dto. de Defensa Nacional de Canadá firmó la fase de demostración del concepto permitiéndole participar en el proceso competitivo, también tuvieron sus contribuciones Italia , Holanda, Turquía, Noruega, Australia y Dinamarca.

Los estudios comenzaron en 1993 y llevaron a las presentaciones al Dto. de Defensa de parte de varias empresas aeronáuticas; Mc Donnell Douglas propuso un avión propulsado por un turboventilador recalentado, con un ventilador remoto accionado por gas para aumentar la sustentación en el modo VSTOL; el avión de Northrop presentaba un motor de elevación auxiliar que aumentaba el empuje seco de un turboventilador recalentado equipado con toberas de vectorización de empuje; el avión de Lockheed utilizaba un turboventilador recalentado con aumento de empuje de un ventilador de elevación accionado por eje remoto; Boeing decidió no aumentar el empuje y propuso una aeronave propulsada por un turboventilador recalentado que podía reconfigurarse (en el modo VSTOL) en un motor de elevación directa con toberas de vectorización de empuje ubicadas cerca del centro de gravedad de la aeronave.

El 16-11-1996 se otorgó dos contratos para desarrollar prototipos, uno a Lockheed Martin (X-35) y el otro a Boeing (X-32), la oferta de Mc Donnell Douglas fue rechazada en parte debido a la complejidad de su diseño.



Boeing X-32

Fue diseñado alrededor de un gran ala delta compuesta de fibra de Carbono de una sola pieza, el ala tenía una envergadura de 9,15 m, con un barrido de borde de ataque de 55°, el propósito del ángulo de barrido alto era permitir que se usara una sección de ala gruesa y al mismo tiempo proporcionar una resistencia aerodinámica transónica limitada, y así proporcionar un buen ángulo para el equipo de antena conforme instalado en el ala, tenía una longitud de 13 m; 5,28 m de altura; un área alar de 54,8 m^2; su velocidad máxima estaba en los 1930 Km/h, podía llevar como armamento un cañón M61A2 de 20 mm o Mauser BK-27 de 27 mm, 6 misiles A/A AMRAAM, o 2 misiles A/A AMRAAM y 2 bombas guiadas de 900 Kg; una gama completa de provisiones externas, incluidas armas guiadas, misiles antirradiación, armas aire-tierra, y tanques de combustible auxiliares

El avión tenía un sistema de vectorización de empuje de sustentación directa, para el requisito de despegue corto y aterrizaje vertical (STOVL) del USMC, ya que esto solo requeriría la adición de un módulo de vectorización de empuje alrededor del motor principal. Sin embargo, esta elección requería que el motor se montara directamente detrás de la cabina y movía el centro de gravedad hacia adelante desde su posición habitual en los aviones de combate (hacia la parte trasera del avión) para permitir un vuelo estacionario en actitud neutral, otro efecto más de la selección del sistema de elevación directa fue la gran entrada de aire montada en su parte delantera, necesario para alimentar suficiente aire al motor principal y proporcionar el empuje necesario para flotar durante la fase de velocidad horizontal cero; los dos aviones presentaban un diseño de ala delta. Sin embargo, ocho meses después de la construcción del prototipo, los requisitos de maniobrabilidad y carga útil del JSF se refinaron a pedido de la US Navy y el diseño del ala delta de Boeing no cumplió con los nuevos objetivos, por lo que se modificó el diseño de con una cola doble inclinada convencional que redujo el peso y mejoró la agilidad.

El 14-12-1999, Boeing presentó sus dos prototipos de concepto en su planta de Palmdale, California; si bien se esperaba que apareciera el X-32A, el lanzamiento del X-32B fue una sorpresa, ya que la construcción del último avión había comenzado unos tres meses después del primero y se completó seis semanas después del X-32A. Boeing atribuyó la rápida construcción de la versión VSTOL al uso de métodos de ensamblaje y diseño digital, después de instalar el motor Pratt & Whitney F119 en 2000, el X-32A comenzó las pruebas de rodaje de baja y media velocidad.



Debido al diseño del ala delta, Boeing demostró la capacidad VSTOL, que requirió que se quitaran algunas partes del avión, y vuelo supersónico en configuraciones separadas; la compañía prometió que su diseño de cola convencional para modelos de producción no requeriría configuraciones separadas.

El primer vuelo del X-32A (diseñado para pruebas de portaaviones) tuvo lugar el 18-09-2000, desde la planta de de Boeing en Palmdale hasta la Base Aérea Edwards; la aeronave, recorrió 670 m de pista antes de despegar a 280 Km/h; poco después del despegue, se descubrió una fuga hidráulica y el vuelo se acortó a 20 min. de los 40 min. esperados, durante el vuelo, alcanzó los 3000 m de altura, una velocidad de 370 Km/h y un ángulo de ataque de 13°; estaba propulsado por un motor Pratt & Whitney F119-PW-614C.

El 29-03-2001, realizó su primer vuelo el X-32B en configuración VSTOL, el vuelo duró 50 minutos desde Palmdale hasta la Base Aérea Edwards, en esta ocasión fue propulsado por una versión modificada del motor F119-PW-614C, conocida como F119-PW-614S.

En vuelo normal, el motor F119-PW-614S se configuró como un turbofan de postcombustión convencional. Sin embargo, en el modo VSTOL, una válvula de mariposa desviaba los gases de escape de la corriente central hacia un par de toberas vectoriales de empuje ubicadas cerca del centro de gravedad del avión, delante de estas toberas, una tobera de chorro proporcionaba una capa de aire frío que minimizaba la recirculación de gas caliente; también tenía 2 conductos que conducían a toberas giratorias cerca de las puntas de las alas; 4 conductos alimentaban las toberas de guiñada de cabeceo hacia atrás y las toberas de cabeceo hacia adelante; el X-32B logró el vuelo VSTOL con vectorización de empuje del escape del jet, obteniendo una transición suave (entre los modos STOVL y normal) y manteniendo una coincidencia constante del motor, facilitada por el algoritmo del sistema de control que mantenía un área efectiva total fija de la tobera; las pruebas de vuelo de los aviones continuaron hasta julio de 2001; finalmente el 26-10-2001, el Dto. de Defensa anuncia que el X-35 ganó la competencia JSF.




X-32B

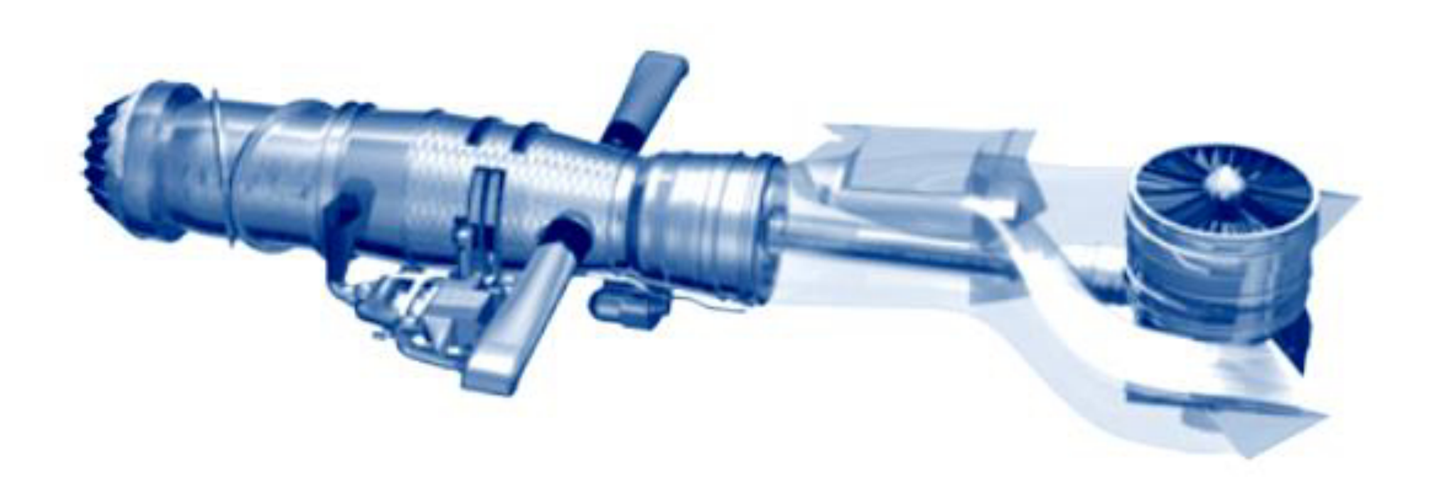
Lockheed Martin X-35

Los elementos del diseño X-35 fueron iniciados por el F-22 Raptor, y partes del diseño del conducto de escape VSTOL fueron utilizadas previamente por el avión Convair Model 200; en particular, la boquilla giratoria de tres cojinetes utilizada en el X-35B fue pionera en el diseño de Convair; demás, Lockheed compró datos técnicos del Yakovlev Yak-141 para examinar y analizar su tobera giratoria, el avión de demostración no necesitaba tener la estructura interna o la mayoría de los subsistemas de la aeronave final como sistema de armas.

Durante la definición del concepto, se probarían en vuelo dos aviones de demostración denominados X-35A (que luego se convirtió en el X-35B) y el X-35C de alas más grandes; en lugar de motores de elevación o usar un motor de elevación directa, el X-35B estaba propulsado por el motor F119-PW-611 que usaba el nuevo sistema de ventilador de elevación accionado por eje, patentado por Lockheed Martin y desarrollado por Rolls-Royce.

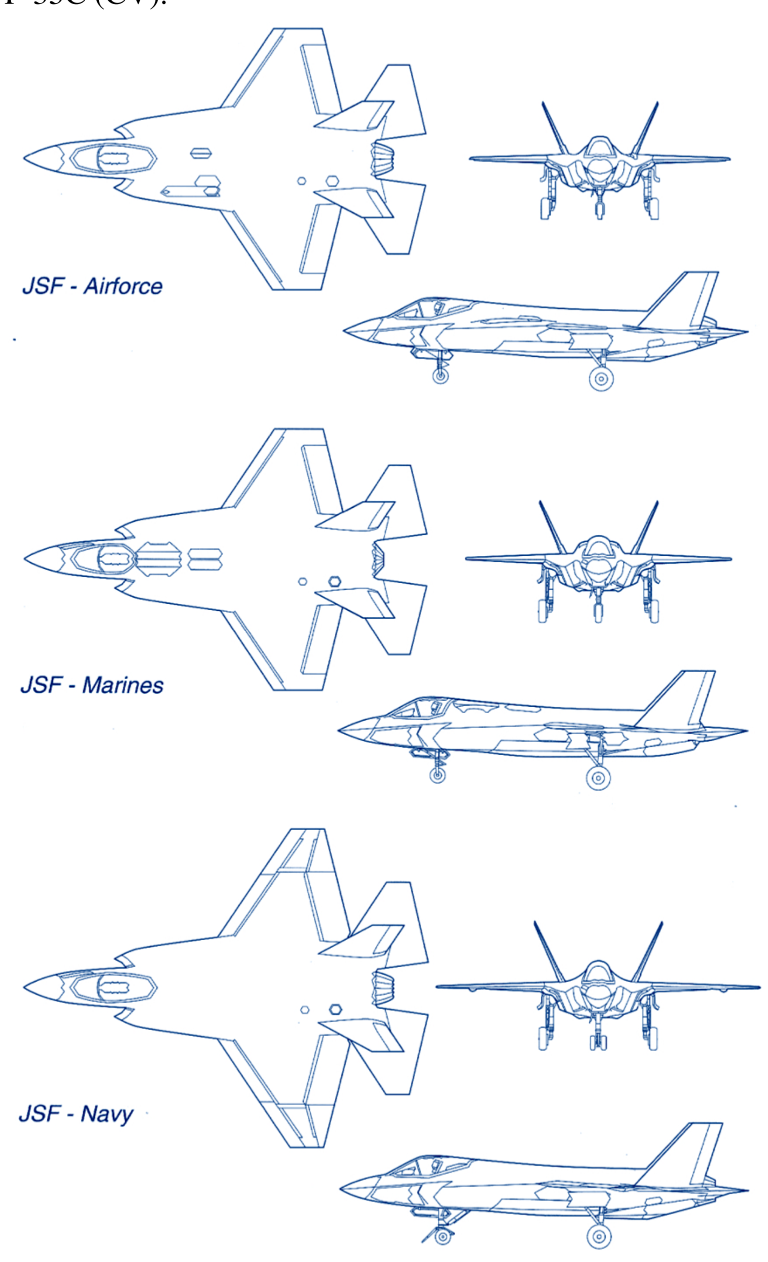
En vuelo normal con alas, el F119-PW-611 se configuró como un turboventilador recalentado de derivación media normal, el turboventilador actuó de alguna manera como un motor de turboeje incrustado en el fuselaje (pero con un porcentaje mucho menor de la energía térmica total extraída por la etapa de la turbina), una parte de la potencia del motor se extraía a través de una turbina y se usaba para impulsar un eje que avanzaba a través de una caja de cambios de embrague y bisel hasta un ventilador de elevación contrarrotante montado verticalmente, ubicado adelante del motor principal en el centro de la aeronave; el aire de derivación de las etapas del compresor del turboventilador de derivación media del motor de crucero salía a través de un par de toberas en las alas a cada lado del fuselaje, mientras que el empuje del ventilador de elevación equilibró el empuje de la corriente de núcleo caliente que se escapaba a través de una tobera vectorial en la cola.

El motor del X-35B actuó efectivamente como un multiplicador de flujo, al igual que un turboventilador logra eficiencias al mover el aire sin quemar a una velocidad más baja y obtener el mismo efecto que el ventilador principal, pero supersónicamente poco práctico del Harrier; al igual que los motores de elevación, esta maquinaria adicional era un peso muerto durante el vuelo, pero el mayor empuje de elevación mejoró aún más la carga útil de despegue, el ventilador frío también redujo los efectos nocivos del aire caliente a alta velocidad que podría dañar el pavimento de la pista o la cubierta de un portaaviones.



El X-35A voló por primera vez el 24-10-2000 y probó el rendimiento y características, después de 28 vuelos de prueba, la aeronave se convirtió en el X-35B, que agregó el ventilador de elevación de transmisión por eje y la toberas giratoria de popa y de balanceo; el 20-07-2001, para demostrar la capacidad VSTOL, el X-35B despegó en menos de 150 m, se volvió supersónico y aterrizó verticalmente.

El X-35C voló por primera vez el 16-12-2000 y probó la aproximación simulada de recuperación y potencia en un portaaviones, el 26-10-2001 se adjudicó a Lockheed Martin un contrato para el desarrollo y demostración del sistema, y el diseño de prueba se modificó para crear el avión de combate F-35 Lightning II, el fuselaje delantero se alargó 13 cm para dejar espacio a la aviónica, mientras que los estabilizadores horizontales se movieron 5 cm hacia atrás para mantener el equilibrio y control, la forma de la cubierta de entrada supersónica sin desviador cambió de una forma de cuatro lados a una de tres lados y se movió 76 cm hacia atrás, para acomodar las bahías de armas, se elevó 2,5 cm la sección del fuselaje a lo largo de la línea central, las tres variantes se designaron F-35A (CTOL), F-35B (STOVL) y F-35C (CV).



El F-35A es la variante de despegue y aterrizaje convencional (CTOL) versión más pequeña y liviana, destinada a reemplazar al Lochkeed F-16 Fighting Falcon y al Fairchild-Republic A-10 Thunderbolt II, es la única versión con un cañón GAU-22; el F-35B es la variante de despegue corto y aterrizaje vertical (VSTOL) que reemplazará a los AV-8B Harrier II, al F/A-18 Hornet del USMC, y a los Harrier GR7/GR9 de la RAF/Royal Navy; el F-35C, es una variante basada en portaaviones (CV) que reemplazará a los F/A-18 Hornet y servirá como un complemento sigiloso del F/A-18E/F Super Hornet, tendrá un ala plegable y superficies de control más grandes para mejorar el control a baja velocidad, y un tren de aterrizaje reforzado para las tensiones de los aterrizajes en portaaviones.

Los principales clientes y patrocinadores financieros son Estados Unidos y Reino Unido, otros países también financiaron el desarrollo del avión como Italia, Holanda, Dinamarca, Australia, Israel, Singapur y Noruega; Turquía también financiaba el proyecto, pero por diferencias políticas se decidió retirarla.



Bell-Agusta BA-609

En 1996, Bell y Boeing formaron una sociedad para desarrollar un avión de rotor basculante civil; sin embargo, en 1998, Boeing se retira del proyecto y Agusta Westland se convierte en socio del programa de desarrollo, esto condujo al establecimiento de Bell/Agusta Aerospace Company, para desarrollar y fabricar el avión.

El 6-12-2002 comenzaron las primeras pruebas en tierra del prototipo BA-609, y el primer vuelo tuvo lugar el 7-03-2003 en Arlington, Texas, después de 14 hrs de pruebas de vuelo en modo helicóptero, el prototipo se trasladó a una plataforma de pruebas en tierra para estudiar los efectos operativos de los modos de conversión, tras la finalización de las pruebas en tierra, el 3-06-2005, el prototipo reanudó las pruebas de vuelo, centrándose en la expansión de su envolvente de vuelo, el 22-07-2005 tuvo lugar la primera conversión de modo helicóptero a modo avión durante el vuelo.

En 2011, Agusta Westland inicia la construcción de un tercer prototipo; la compañía planea realizar vuelos de prueba en Italia en 2015; Agusta Westland luego lo desmontaría y lo enviaría a Filadelfia, para prepararlo para las pruebas del sistema de deshielo; también estaba en marcha un cuarto prototipo, que se utilizaría en el desarrollo y prueba de nuevos sistemas de control y aviónica.

En el Salón Aeronáutico de Farnborough en julio de 2012, Agusta Westland anunció que iba a ofrecer una variante de mayor peso del BA-609 (hasta 7,9 tn); este modelo cambiaría parte de su rendimiento de despegue vertical por una mayor capacidad de carga útil, siendo una opción atractiva para los operadores marítimos y de búsqueda y rescate, el gobierno italiano estaba interesado en adquirir aviones BA-609 para tareas de patrulla costera.

Poco después de la adquisición total del programa por parte de Agusta Westland, se inició una modernización sustancial del diseño; los cambios incluyeron nuevos motores y el rediseño de la cabina, también se adoptaron nuevos sistemas de gestión de vuelo, navegación inercial, GPS y varios otros sistemas de aviónica.

A partir de 2013, se proyectan múltiples configuraciones de cabina, que incluyen un diseño estándar para 9 pasajeros, cabina VIP/ejecutiva de 7 pasajeros, y un modelo de búsqueda y rescate con un elevador/canasta y 4 asientos individuales; también variantes orientadas a evacuación médica y patrulla/vigilancia.

Para aumentar la comodidad de los pasajeros, la cabina estaría presurizada y equipada con insonorización, el acceso a la cabina se realizaba a través de una puerta bivalva de dos piezas de 89 cm colocada en el centro del fuselaje debajo de las alas, estaría propulsado por dos motores turboeje Pratt & Whitney Canada PT6C-67A, cada uno de los cuales impulsaría un propulsor de 3 palas; tanto el motor como los pares de propulsores estarían montados en un pilón giratorio de carga en los extremos del ala, permitiendo colocar los propulsores en varios ángulos.

En modo helicóptero, los proprotores se podían colocar entre un ángulo de 75 y 95° desde la horizontal, siendo 87° la selección típica para volar verticalmente; en modo avión, los propulsores girarían hacia adelante y se bloquearían en posición en un ángulo de 0°, girando al 84% de RPM, el software de control de vuelo manejaría gran parte de la complejidad de la transición entre los modos helicóptero/avión; y los sistemas automatizados también servirían para guiar a los pilotos a la configuración correcta del ángulo de inclinación y la velocidad del aire.


AGUSTA

Volando en modo avión, la mayor parte de la sustentación la producían las alas que estaban ligeramente barridas hacia adelante, estas alas de 10 m de largo tenían superficies de control de flaperones que se controlaban de manera automática; en vuelo vertical, los flaperones se colocaban en un ángulo de 66° hacia abajo para reducir el área del ala que se encontraba con la corriente descendente de los proprotores.

Un estabilizador vertical sin timón de montaje alto se adjuntaba a la parte trasera del fuselaje para estabilizar el vuelo en modo avión; en caso de falla de un solo motor, cualquiera de los motores podía proporcionar energía a ambos propulsores a través de un eje de transmisión; también era capaz de autorrotación.

La aviónica incluía un sistema de control de vuelo fly-by-wire digital de triple redundancia, sistema frontal de visualización y controles de motor digitales de autoridad total; la cabina fue diseñada para que pueda ser pilotado por un solo piloto en condiciones de vuelo por instrumentos; varios de los controles de la aeronave, como el paso de las palas, estaban diseñados para funcionar como los helicópteros convencionales, lo que permitía a los pilotos de helicópteros hacer la transición más fácilmente.

A mediados de 2013, Agusta Westland anunció que el trabajo para integrar los cambios de diseño como parte de una importante modernización retrasaría la certificación, los cambios de diseño involucrarían principalmente mejoras aerodinámicas, con el objetivo de lograr una reducción del 10% en la resistencia, reducción significativa en el peso total, aumentando el rendimiento y las capacidades y se llevaría a cabo programas de mejora separados en los motores y sistemas de aviónica de la aeronave.

En 2013, la línea de producción principal se ubicaría en Italia, mientras que se estaba considerando una segunda línea de producción en Estados Unidos; en 2015, Agusta Westland anuncia que el BA-609 se producirá en sus instalaciones de Filadelfia, a partir de 2017, se ensamblarían allí de dos a tres aviones BA-609, y luego se consideraría una segunda línea de ensamble final en Italia; Leonardo desarrollaría un simulador de vuelo completo en Filadelfia para ayudar a la formación de pilotos en las peculiaridades de volar un rotor basculante.

En febrero de 2014, el BA-609 realizó sus primeros vuelos de demostración para clientes, tanto en modo avión como helicóptero, también realizó pruebas de autorrotación supervisadas por la FAA; se realizaron más de 79 conversiones sin potencia del modo avión al modo helicóptero en 10 hrs de vuelo; durante estas pruebas se descubrió que los requisitos mínimos de funcionamiento para una rotación automática exitosa incluían que la altitud sea de 910 m y que el sistema mantuviera las RPM del rotor por encima del mínimo para una recuperación estable.

En marzo de 2015, los dos aviones prototipo habían acumulado 1200 hrs de las 2000 hrs necesarias para la certificación, los máximos de prueba de vuelo habían progresado a un peso de 8,2 tn; velocidad de 543 Km/h y una altitud de 9100 m; este mismo año, Agusta Westland informa que el BA-609 voló 1161 Km desde Yeovil, Reino Unido, a Milán, Italia, en 2:18 hrs, y que el primer prototipo BA-609 estaba llegando al final de su vida útil, mientras se estaba terminando la construcción de un tercer prototipo en sus instalaciones y se estaba construyendo un cuarto prototipo en Filadelfia, y anunció el desarrollo de tanques de combustible externos que permitirían vuelos de 1500 Km con 6 pasajeros durante 3 hrs.

El 30-10-2015, el segundo de los dos prototipos se estrelló cerca de las instalaciones de Vergiate de Agusta Westland en el N-O de Italia.


BA609
Tilt-Rotor

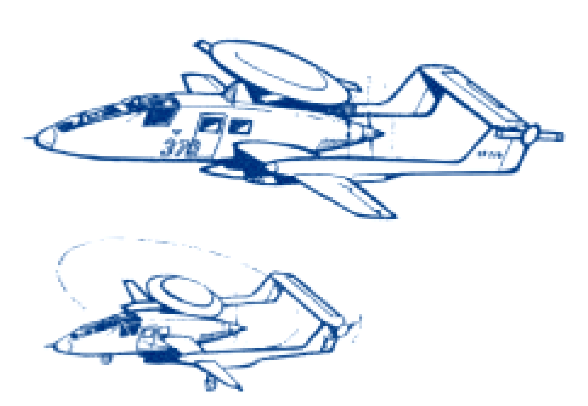


En 2015, Bristow Helicopters y Agusta Westland acordaron desarrollar configuraciones dedicadas de transporte de petróleo y gas en alta mar y de búsqueda/rescate; Bristow Group firmó un acuerdo de desarrollo conjunto con Agusta Westland el 3-03-2015 que permitiría a Bristow dirigir exclusivamente la dirección del rotor basculante para misiones en alta mar, como operaciones de petróleo y gas, la introducción de los rotores basculantes permitiría operaciones de punto a punto, trasladando al personal de la compañía petrolera a las plataformas desde los principales centros de población con un mayor margen de seguridad.

Bell/Agusta apuntó el avión a los mercados gubernamentales y militares, declaró en 2007 que tenían la intención de que el BA-609 compitiera con los jets y helicópteros de negocios corporativos, y que el avión sería de interés para cualquier operador que tenga una flota mixta de aviones de ala fija y de ala rotatoria; en 2004, el USMC solicitó que Bell realizara estudios para armar al BA-609, potencialmente para actuar como escolta de los V-22 Osprey. Sin embargo, el acuerdo de Agusta Westland con Bell para hacerse cargo del programa BA-609 impedía que la aeronave llevase armas.



Boeing X-50A



Un estudio de Ryan Heliplane a finales de la década de 1940, mostraba un avión con un motor a reacción, que al mismo tiempo impulsaba una hélice clásica a través del eje; el despegue vertical debía estar asegurado por dos superficies de apoyo triangulares, en las que los extremos se bajaban durante el despegue y el aterrizaje y la superficie comenzaría a girar; en 1967, este concepto se refinó en un avión turbohélice convencional con un rotor retráctil.

Después de que se inventó y patentó el ala giratoria, en 1962, la atención de los diseñadores se centró en la selección de un avión en al que se le pudiera aplicar dicha tecnología; el ala delta sería la adecuada para un avión de alta velocidad supersónica, motor potente y al mismo tiempo debido a la baja eficiencia de sustentación (modo VTOL) fuera con el menor peso de despegue posible; la elección recayó en el Lockheed F-104 Starfighter; en lugar de las clásicas superficies trapezoidales en las entradas de aire del motor, el F-104 recibiría una nueva ala triangular giratoria con extremos giratorios, que sería impulsado por un eje de un motor a reacción.

Después de subir a la altura requerida, su rotación se detendría y se convertiría en un perfil aerodinámico clásico en forma de delta, el efecto giroscópico se equilibraría mediante una tobera especial en la parte trasera del fuselaje que tomaba parte de los gases de escape, finalmente, tras el éxito del Hawker Siddeley AV-8 Harrier, el proyecto se volvió inviable.

Sin embargo, en la década de 1990, este diseño de ala encontraría una nueva aplicación en el avión experimental Boeing X-50A, programa conjunto entre Boeing y DARPA; estaba propulsado por un solo motor turboventilador convencional; para el modo de ala giratoria, el escape del motor se desviaba a las boquillas en las puntas de las palas del rotor; cuando la aeronave hizo la transición a vuelo completo hacia adelante, el escape del motor se dirigía a través de una boquilla en la parte trasera y el rotor se bloqueaba en una posición fija y funcionaba como un ala convencional.

Tenía un plano delantero tipo canard, así como un plano de cola convencional, lo que permitía contribuir a la sustentación durante el vuelo hacia adelante y descargar el ala del rotor principal; para el despegue vertical, el vuelo estacionario, vuelo a baja velocidad y aterrizaje vertical, el ala del rotor principal era impulsada por chorros de punta, dirigiendo el escape de un motor a reacción a través de toberas de empuje en las puntas del rotor, debido a que el rotor era accionado directamente por el empuje del chorro, no se necesitaba un rotor de cola para controlar el par como en un helicóptero convencional; para el vuelo hacia adelante a alta velocidad, el escape se redirigía a través de una tobera de chorro y el ala del rotor se detenía, manteniéndose en una posición fija, como en un avión convencional.

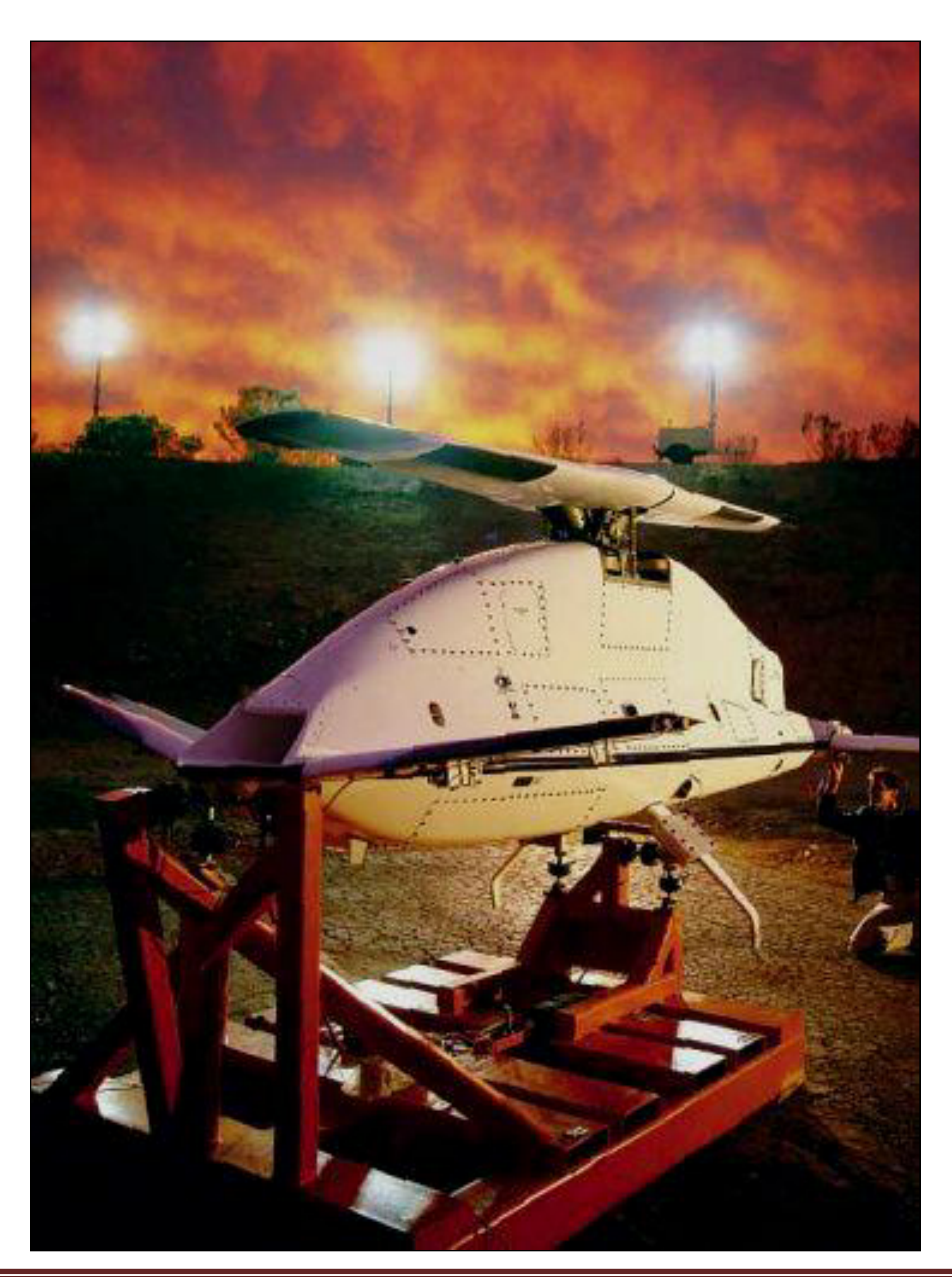
Como parte del programa se construyeron dos aviones de prueba con una longitud de 5,38 m; altura de 1,98 m y un peso de 645 Kg; el primer prototipo hizo su vuelo inaugural el 24-11-2003; el 23-03-2004, durante el tercer vuelo del prototipo, el avión se estrelló, como consecuencia de un acoplamiento cruzado en los mandos.

Luego se construyó un segundo prototipo mejorado denominado Ship 2, en su sexto vuelo de prueba, el avión quedó completamente destruido en un accidente en el Campo de Pruebas de Yuma el 12-04-2006; investigaciones posteriores revelaron que el fuselaje de la aeronave estaba sujeto a un momento de cabeceo aerodinámico de extrema sensibilidad, tanto la velocidad del aire como la estela del rotor producirían un movimiento de cabeceo con la nariz hacia arriba que era mayor de lo que los controles de vuelo podían compensar.

Ninguno de los aviones pudo lograr la transición al modo de vuelo completo hacia adelante durante las partes del programa de vuelo de prueba que se completaron en 2006, finalmente DARPA reconoció las fallas de diseño y retiró los fondos para el programa.







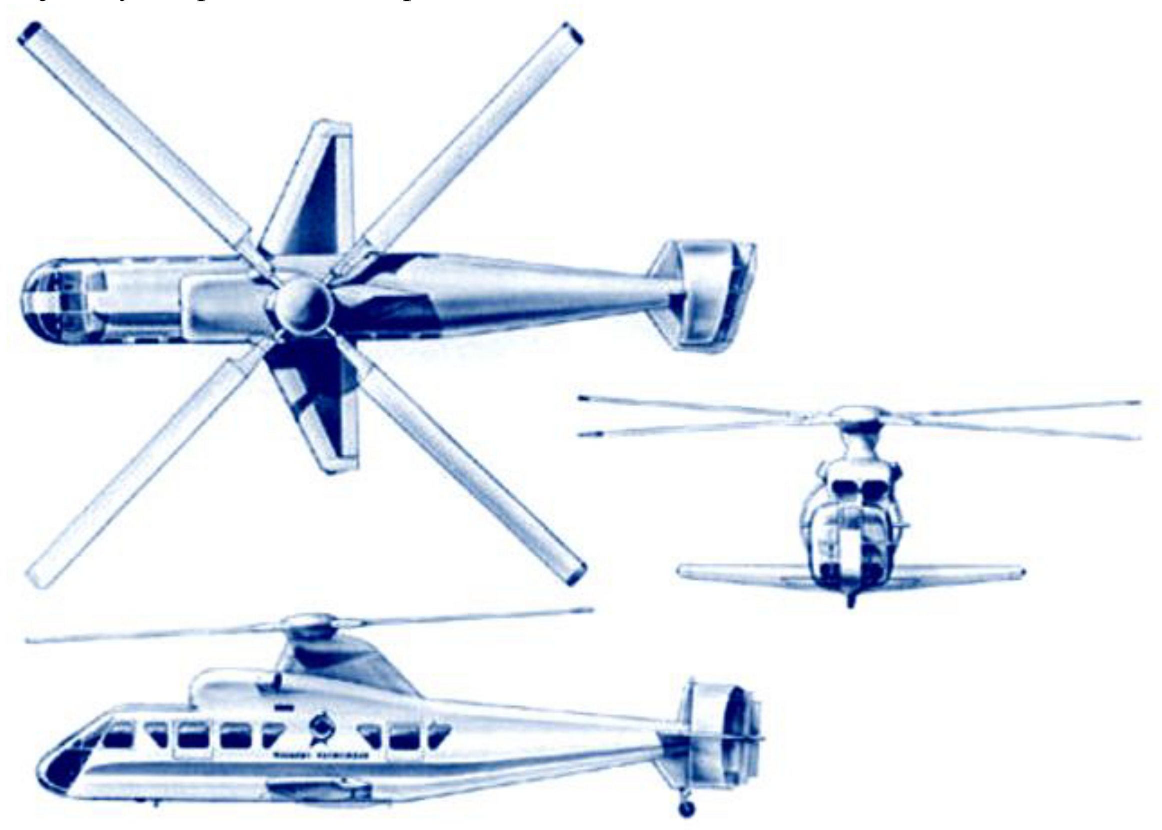
Piasecki X-49A Speedhawk

El X-49A fue desarrollado con fondos de la Dirección de Tecnología Aplicada de Aviación del US Army para demostrar la capacidad de aumentar la velocidad de los helicópteros existentes a 360 Km/h o más; consistía en un helicóptero Sikorsky YSH-60F modificado por Piasecki y propulsado por dos motores General Electric T700-GE-701C, que sirvió como banco de pruebas para validar el sistema Vectored Thrust Ducted Propeller (VTDP); fue actualizado con un ala de elevación tomada de un avión Aerostar FJ-100, se le agregó una cola tipo anillo y se le modificó el tren de transmisión del helicóptero para acomodar el VTDP.

Piasecki realizó pruebas integradas del tren motriz modificado en las Instalaciones de Prueba de Transmisión de Helicópteros de la US Navy; las alas estaban destinadas a producir sustentación para descargar el rotor, de modo que el rotor pudiera reducir la velocidad y producir menos resistencia, lo que permitía una mayor velocidad.

Los controles de la cabina se modificaron con la adición de una anulación manual del paso de la hélice en la palanca colectiva para la cola de anillo, los otros controles necesarios para operar los sistemas del helicóptero compuesto se integraron en los controles mecánicos existentes de la aeronave para reducir la carga de trabajo del piloto; en 2003, el YSH-60F/VTDP fue renombrado como X-4A, y en 2004, el programa X-49A/VTDP pasó de la US Navy al US Army; en 2013, se informó que Piasecki Aviation había hecho planes para usar el diseño VTDP del X-49A para su entrada en el programa Future Vertical Lift (FVL) con el proyecto PA61-4 Advanced Winged Compound (AWC) con el objetivo de volar a 432 Km/h, pero no fue elegido.

El X-49A realizó su primer vuelo el 29-06-2007 durante 15 min. en el Centro de Pruebas de Vuelo de Boeing, incluyó vuelo estacionario, vuelo lento hacia adelante y hacia los lados usando el VTDP para control anti-torque, direccional y de ajuste, y completó su fase de prueba inicial en 2008, con más de 80 vuelos.




N40VT

Sikorsky X-2

Sikorsky desarrolló el helicóptero X-2 incluyendo la experiencia recopilada de varios proyectos anteriores, las características del X-2 incluían ralentización, rotores rígidos, contravibración de fuerza activa inspirada en el Sikorsky UH-60 Black Hawk y el uso de la mayor parte de la potencia en vuelo hacia adelante para la hélice de empuje en lugar del rotor.

Se combinaron vuelos y simulaciones para mejorar el procedimiento de prueba, Honeywell proporcionó el sistema fly-by-wire, el motor turboeje LHTEC T800-LHT-801 Eagle Aviation Tecnologies, la tecnología anti vibración era de Moog Inc y la hélice empujadora de 6 palas fue construida por Aero Composites, tenía un peso de 2,4 tn vacío, y su alcance se estimó en 56 Km.

Sikorsky tenía la intención de probar los carenados del buje para reducir la resistencia en un 40%,y probar los carenados volados en los propios bujes, pero no el carenado del buje central (vela aerodinámica) entre los bujes; desde entonces, Sikorsky ha patentado un Standpipe (tubo fijo entre los ejes del rotor giratorio) adecuado para un carenado central.

El X-2 voló por primera vez el 27-10-2008 desde Schweizer Aircraft en Nueva York, el vuelo duró 30 min., iniciando así un programa de pruebas de vuelo de cuatro fases, completó los vuelos con su hélice totalmente acoplada en julio de 2009, y completó la fase tres de las pruebas alcanzando los 181 nudos a fines de mayo de 2010; el 26-07-2010, Sikorsky anunció que el X-2 superó los 417 Km/h durante las pruebas de vuelo en West Palm Beach, Florida, el 15-09-2010, luego llegaría a una velocidad de 460 Km/h en vuelo nivelado, y alcanzó una nueva velocidad de 480 Km/h en una inmersión poco profunda de 2° a 3°.

Por encima de 200 nudos, la velocidad del rotor se reducía de 446 a 360 RPM para mantener la velocidad punta por debajo de Mach 0,9; el disco del rotor estaba ligeramente hacia arriba y la relación sustentación-resistencia era aproximadamente el doble que la de un helicóptero convencional; el 14-07-2011, el X-2 completó su último vuelo y se retiró oficialmente después de acumular 22 hrs en 23 vuelos de prueba.



Eurocopter X-3



El Eurocopter X-3 fue un prototipo de helicóptero híbrido de alta velocidad que realizó su primer vuelo el 6-09-2010, estaba equipado con 2 motores turboeje Rolls-Royce Turbomeca RTM322-01/9A que impulsaba un rotor de 5 palas y 2 hélices instaladas en unas pequeñas alas fijas, el sistema de propulsión ofrecía la velocidad de un avión turbohélice, además de todas las capacidades propias de un helicóptero.

El demostrador X-3 se basa en el helicóptero Eurocopter AS365 Dauphin, con la adición de alas de envergadura corta, cada una equipada con una hélice tractora, con un paso diferente para contrarrestar el efecto de torsión del rotor principal, las hélices tractoras son impulsadas por engranajes desde los dos motores turboeje principales que también impulsan el sistema de rotor principal de 5 palas, tomado de un helicóptero Eurocopter EC-155; puede volar con una actitud de cabeceo entre -10 +15°, su rango de alabeo era de 40° en vuelo estacionario y capaz de volar en ángulos de alabeo de 120 a 140°; durante las pruebas, demostró una velocidad de ascenso de 1670 m/min y velocidades de giro de 2G a 570 Km/h.

Voló por primera vez el 6-09-2010 e la instalación francesa de la Direction Générale de L'armement en la Base Aérea de Istres; el 12-05-2011, el X-3 demostró una velocidad de 430 Km/h mientras usaba menos del 80% de la potencia disponible; en 2012, Eurocopter demostró el X-3 en Estados Unidos, registrando 55 hrs de vuelo, y varios operadores comerciales y militares tuvieron la oportunidad de volar el avión.

Con un carenado aerodinámico instalado en la cabeza del rotor, el X-3 demostró una velocidad de 472 Km/h en vuelo nivelado y 487 Km/h en una inmersión poco profunda el 7-06-2013 y convirtiéndose así en el helicóptero compuesto no jet más rápido del mundo, la empresa también había expresado su interés en el programa FVL de Estados Unidos, y EADS North America presentó una oferta para construir un demostrador de tecnología bajo el programa Joint Multi Role (JMR) del US Army, pero luego se retiró debido al costo y porque Eurocopter podría tener que transferir la propiedad intelectual del X-3 a Estados Unidos, finalmente fue trasladado al Musée de L'air et de L'espace en 2014 para su exhibición pública.


F-ZXXX


F-ZXXX

Programa Future Vertical Lift (FVL)

El concepto Future Vertical Lift (FVL) consiste en crear un nuevo helicóptero que utilice nueva tecnología, materiales y diseños que sean más rápidos, tengan mayor alcance y mayor capacidad de carga útil, sean más confiables, más fáciles de mantener y operar, tengan costos operativos más bajos, se busca en el FVL crear una familia de sistemas para reemplazar la mayoría de los helicópteros del US Army.

Future Vertical Lift se estableció en 2009 como una iniciativa para enfocar todas las capacidades de elevación vertical y el desarrollo de tecnología del Dto. de Defensa, además de conservar las capacidades de ingeniería a largo plazo; en octubre de 2011 se emitió el Plan Estratégico del FVL para delinear un enfoque conjunto para la próxima generación de aeronaves de elevación vertical para todos los servicios militares, y proporcionó una base para reemplazar la flota actual con capacidad avanzada al dar forma al desarrollo de aviones de elevación vertical para los próximos 25 a 40 años, también indica el 80 % de los puntos de decisión para la flota de elevación vertical del Dto. de Defensa para extender la vida útil, retirar o reemplazar con una nueva solución que ocurrirá en los próximos 10 años, la implementación del Plan Estratégico de FVL tendrá un impacto en las operaciones de aviación de elevación vertical a futuro; la US Navy es un socio del US Army en el esfuerzo, por lo que se puede usar un derivado del FVL en el programa MH-XX de la US Navy para reemplazar los helicópteros MH-60S/R.

Aunque los requisitos aún se están refinando, el concepto teórico para un nuevo avión debe alcanzar velocidades de 430 Km/h, transportar hasta 12 soldados, a altitudes de 1800 m y temperaturas de 35 °C, con un radio de combate de 424 Km, alcance total sin repostar de 848 Km; los conjuntos de misiones incluirán transporte de carga, servicios públicos, exploración armada, ataque, asistencia humanitaria, evacuación médica, guerra antisubmarina y antisuperficie, búsqueda y rescate, apoyo especial de guerra, reposición vertical, contramedidas aerotransportadas contra minas y otros; se requerirá que la familia de aeronaves FVL tenga capacidades de vuelo opcionalmente pilotadas o autónomas.

En marzo de 2013, el US Army solicitó a la industria que presentara propuestas para un esfuerzo denominado Diseño y Análisis Conceptual de Motores Alternativos, debiendo tener características de vuelo estacionario, velocidad, alcance, carga útil y eficiencia de combustible más allá de cualquier giroavión actual.

Las capacidades incluyen una buena maniobrabilidad de vuelo estacionario a gran altura; el motor requerirá de configuraciones alternativas y avanzadas del motor/sistema de potencia que permitan mejorar la capacidad de la misión, aumentar el radio de misión y un funcionamiento más silencioso debido a las diferentes configuraciones de la estructura del avión.

Bell Helicopter propuso un diseño de rotor basculante de 3° generación, que finalmente fue seleccionado para la adjudicación del contrato FLRAA (Future Long-Range Assault Aircraft) denominado V-280 Valor; Bell buscó socios para apoyo financiero y tecnológico, aunque la empresa no requirió asistencia; Sikorsky-Boeing anunció la variante Defiant X, diseñada específicamente para el programa FLRAA, en 2022 Sikorsky-Boeing eligió el nuevo motor turboeje HTS-7500 de Honeywell, que reemplazaría al motor Honeywell T-55 que impulsó la plataforma de demostración de tecnología SB-1 Defiant; AVX Aircraft propuso el JMR-TD, avión con rotor coaxial y diseño de ventilador de doble conducto que proporcionaría una mejor dirección y algo de potencia de avance adicional capaz de volar a 430 Km/h; Karem Aircraft propuso el TR-36TD con un rotor basculante de velocidad óptima (OSTR).

Sikorsky-Boeing Defiant



Sikorsky Aircraft y Boeing están produciendo conjuntamente un demostrador de tamaño medio denominado SB-1 Defiant para la Fase 1 del programa FLV, el primer vuelo se retrasó varias veces, originalmente programado para 2017, surgieron retrasos debido a un requisito para implementar la fabricación automatizada de palas a pedido del US Army; los sistemas dinámicos, como turboejes, transmisión y rotores, estaban programados para probarse en West Palm Beach, Florida en octubre de 2018, antes de las pruebas en tierra en noviembre. Sin embargo el primer prototipo se presentó en diciembre de 2018 y el primer vuelo se aplazó hasta principios de 2019; las pruebas en tierra comenzaron en 2019 y se necesitaron 15 hrs de pruebas en tierra antes del primer vuelo, que tuvo lugar el 21-03-2019 en West Palm Beach, Florida, luego se suspendieron los vuelos para solucionar un problema de rodamientos con el rotor principal y se reanudaron el 24-09-2019; la aeronave alcanzó una velocidad de 390 Km/h durante un vuelo nivelado en octubre de 2020.

En 2021, Sikorsky-Boeing anunció la variante Defiant X, diseñada específicamente para el programa FLRAA; en febrero de 2022, Sikorsky-Boeing eligió el nuevo motor HTS-7500 de Honeywell, un derivado del motor Honeywell T-55 que impulsaba el demostrador SB-1.

Sikorsky-Boeing afirman que el diseño debe tener una velocidad de crucero de 460 Km/h, pero menos alcance debido al uso del motor T-55; un nuevo motor, el Future Affordable Turbine Engine (FATE), cumplirá con el requisito de radio de 424 Km (en comparación con los helicópteros convencionales, los rotores principales coaxiales contrarrotatorios y la hélice de empuje ofrecen un aumento de velocidad de 185 Km/h), una extensión del radio de combate del 60 % y un rendimiento un 50 % mejor en condiciones de alta velocidad y operaciones de vuelo estacionario.


DANGER

AVX Aircraft Joint Multi Role (JMR-TD)

Para el programa FVL, AVX Aircraft propuso el avión JMR-TD con rotor coaxial y un diseño de ventilador de doble conducto que proporciona una mejor dirección y algo de potencia de avance adicional, capaz de volar a 430 Km/h), con un 40 % de elevación desde las pequeñas alas delanteras y un 60 % desde los rotores de 17 m. La mitad de la resistencia del diseño proviene del fuselaje y la mitad del sistema de rotor, por lo que las pruebas en el túnel de viento apuntan a reducir la resistencia en un tercio; el sistema de rotor tiene dos cubos de viga flexible compuesta con carenados aerodinámicos que reducen la resistencia en los puños de las palas y el mástil entre los cubos, se propone que la versión de tamaño mediano pese 12 tn, transporte cuatro tripulantes y 12 soldados, con una capacidad de elevación externa de 5900 Kg.

Con una cabina de 1,8 × 1,8 m (doble del tamaño interior del UH-60 Black Hawk), y con una capacidad de elevación interna de 3600 Kg, el avión puede transportar 12 literas de la OTAN, tiene un sistema de combustible auxiliar para el autodespliegue en distancias y que pueda ser tripulado opcionalmente, las versiones utilitaria y de ataque tendrían un 90% de similitud y volarían a la misma velocidad; los aviones de prueba estarían equipados con los motores General Electric T706 , contaría con puertas de entrada a ambos lados del fuselaje con una gran rampa trasera para facilitar el manejo de la carga, ambas versiones con tren de aterrizaje retráctil y la variante de ataque lleva todo el armamento almacenado en el interior, la compañía se refiere al concepto como un helicóptero coaxial compuesto innovador capaz de alcanzar el 80 % de la velocidad del V-22 Osprey a la mitad del costo, pudiendo volar a 1800 m de altura a temperaturas de 35 °C y volar sin repostar una distancia de 3900 Km.



Karem TR-36TD

Karem Aircraft, en asociación con el US Army, propuso diseñar para el programa FVL un avión de grandes dimensiones con rotor basculante de velocidad óptimizada (OSTR), denominado TR-36TD; este avión habría tenido rotores gemelos de velocidad variable de 11 m de diámetro impulsados por motores turboeje existentes.

La versión de producción del TR-36TD habría tenido una velocidad de vuelo nivelada de 670 Km/h, la configuración OSTR de velocidad variable ofrecería ventajas en peso, eficiencia aerodinámica y de propulsión, teniendo un rendimiento de vuelo estacionario robusto de alta velocidad en altitud, una tasa de ascenso más alta, maniobrabilidad sostenida y un alcance más largo que otras configuraciones de despegue y aterrizaje vertical, y una complejidad reducida, ventajas de seguridad inherentes, mantenimiento simplificado y bajo costo total; a partir de 2016, Karem continuó trabajando en versiones del TR-36TD, con la intención de probar rotores.





Bell V-280 Valor

Bell reveló su diseño de rotor basculante, denominado Bell V-280 Valor, diseñado para tener una velocidad de crucero de 520 Km/h, alcance total de 3900 Km y un alcance de combate de 1480 Km; cuenta con una cola en V, un ala de núcleo de Carbono de celda grande con un fuselaje compuesto, sistema de control de vuelo fly-by-wire de triple redundancia, tren de aterrizaje retráctil y dos puertas laterales 1,8 m para facilitar el acceso; el V-280 es inusual porque solo se inclina el sistema del rotor, pero no los motores, el demostrador planeado es de tamaño mediano y lleva cuatro tripulantes y 14 soldados.

El 5-12-2022, el US Army seleccionó a Bell Textron para la adjudicación del contrato FLRAA, y finalmente anunció el ganador de la primera de las competencias celebradas bajo el programa Future Vertical Lift (FVL) el éxito de Bell-Textron y la arquitectura de rotor basculante, después de una larga evaluación en profundidad.

El US Army seguirá lo que había planeado inicialmente para reemplazar al helicóptero de combate Boeing AH-64, ya que el primer prototipo del V-280 estará listo en 2025 y que la entrada en servicio operativo está prevista para 2030; seguramente el primer resultado estratégico, a favor de Bell (y Leonardo Helicopters), es el de la elección de la fórmula del tiltrotor, y en efecto la 4° generación de aeronaves tiltrotor (el XV-15 experimental, el V-22 Osprey, en servicio en la USMC, USAF y US Navy y la aeronave civil AW-609).

La arquitectura de los rotores basculantes se establece casi como el nuevo estándar, al menos para esa gama de roles y misiones, un vehículo capaz de transportar un equipo de 12-14 soldados o una carga equivalente, volando mucho más rápido, mucho más lejos y con un nuevo nivel de agilidad, en este punto, la elección original del USMC ha sido reivindicada y el US Army, que la ha ignorado durante mucho tiempo, ahora ha decidido hacer lo mismo.

Se puede dar por hecho que la USMC, por su requerimiento encaminado a reemplazar el AH-1/ UH-1, solo puede volver a apostar por un rotor basculante, aunque no necesariamente será el V-280 (que no tendrá un ala plegable) pero quizás un rotor basculante que podrá reutilizar sus tecnologías y sistemas (incluidos los motores), hay que esperar a que el resultado del programa FLRAA (Future Long-Range Assault Aircraft) destinado al reemplazo progresivamente al Sikorsky UH-60 Black Hawk en el US Army.

Los resultados de la licitación, si se confirman, tendrán un profundo impacto en el futuro de la industria de los helicópteros, no solo en Estados Unidos, sino también porque la elección del US Army será un ejemplo para muchos otros países, el requisito del US Army parece un nicho (a escala estadounidense) y se referirá a unas 500 aeronaves, con una fórmula de un solo motor; la elección del ganador llegará recién a mediados de 2025, salvo nuevos retrasos.

Con el US Army y el USMC desplegando en el rotor basculante militar de Bell y Leonardo avanzando hacia la certificación de la primera aplicación civil de este tipo de aeronaves, el rotor basculante tiene un futuro asegurado, pero también lo es el helicóptero tradicional, al menos para todas aquellas funciones que no requieren el rendimiento, complicaciones y costos de un giroavión rápido, el Black Hawk permanecerá en producción durante mucho tiempo, al menos hasta 2030 (nuevamente este verano, el Departamento de Defensa ha otorgado un contrato de varios años para 120+135 UH -60, incluidos los internacionales).

El Bell V-280 Valor también tendrá un impacto en la industria de helicópteros fuera de Estados Unidos, Leonardo, que ha realizado grandes esfuerzos técnicos y tecnológicos durante años y ha invertido mucho en el rotor basculante, ahora ve recompensada su elección: es la única empresa no estadounidense en todo el mundo que domina la tecnología de los helicópteros rápidos, precisamente la que ha elegido el Pentágono, el USMC y el US Army, pero también es la única empresa del mundo que está empezando a certificar un helicóptero civil rápido y de rotor basculante. Por lo tanto, Leonardo e Italia tienen una oportunidad irrepetible de volar sobre el resultado de la FLRAA, afirmar su producto de rotor basculante civil y luego encontrar nuevas aplicaciones para la tecnología de rotor basculante también en el campo militar, cumpliendo con los requisitos de la OTAN y europeos relacionados con máquinas equivalentes a la FLRAA; ciertamente con la asignación de la licitación FLRAA, los helicópteros inician una temporada de cambios y transformaciones.







Noticias

Contenidos astronómicos educativos

En el año 2000, y debido a la pandemia mundial de COVID-19, la Sociedad Lunar Argentina (SLA) creó un espacio de contenidos educativos audiovisuales relacionados a varios temas astronómicos , como astronáuticos, entre ellos los estudios lunares, cometas, Sistema Solar, astronáutica, medioambiente, entre otros, en un ciclo de charlas virtuales denominado "Astronomía en Cuarentena" a continuación los enlaces de los mismos para que los puedan disfrutar.

Ciclo Astronomía en Cuarentena

Luna

Paseo por la Luna Creciente https://www.youtube.com/watch?v=TNfw6CUSNBc

Observación lunar en directo https://www.youtube.com/watch?v=g71m43tjmKg

Fenómenos lunares transitorios https://www.youtube.com/watch?v=yPMU1OFPd8w

Telescopios

El telescopio, origen y construcción https://www.youtube.com/watch?v=o1iDofcNs6Y

Cometas

Los cometas, viajeros del espacio-tiempo (parte 1) https://www.youtube.com/watch?v=NPr_xj2a3oY

Los cometas, viajeros del espacio-tiempo (parte 2) https://www.youtube.com/watch?v=xihQ0ZWJ17w

Los cometas, viajeros del espacio-tiempo (parte 3) https://www.youtube.com/watch?v=bNENP7xArkM

Aporte científico de la observación visual (parte 1) https://www.youtube.com/watch?v=WFys0yXaJ18

Aporte científico de la observación visual (parte 2) https://www.youtube.com/watch?v=ide1qWEn1Lg

Técnicas observacionales de cometas (parte 1) https://www.youtube.com/watch?v=9ZdF6RGgSuw

Técnicas observacionales de cometas (parte 2) https://www.youtube.com/watch?v=HXqiq-hHHlE

Medioambiente

Los efectos del cambio climático https://www.youtube.com/watch?v=ItyIWTPCPi8

Sistema Solar

Meteorología planetaria https://www.youtube.com/watch?v=pg7rMyoQtf8

Astronáutica

Argentina en el espacio… vía satélite - Nuevos programas tripulados de la NASA y privados

https://www.youtube.com/watch?v=GXT5pMci8r0



Fuentes de información y fotos vertidas en la publicación

Ames Research Center, NASA

Aviation Magazine International Nº 764, 1979

Dryden Flight Research Facility, NASA

Glenn Research Center, NASA

Harding S., US Army aircraft since 1947, 1990

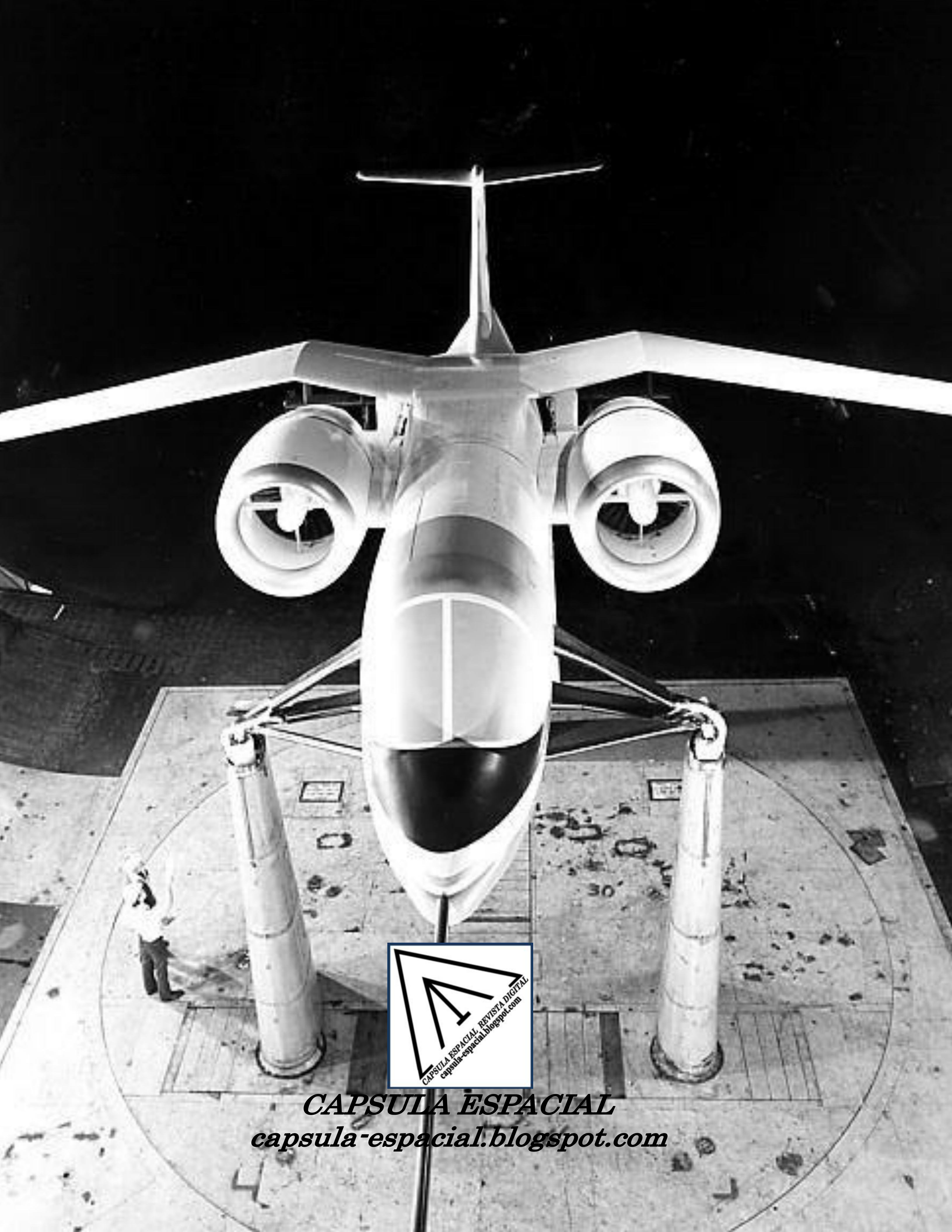
Hirokazu Miura, Aplicaciones de métodos de optimización estructural para aeronaves de ala fija y naves espaciales en la década de 1980.

Markman S. & Holder B., Straight Up: A History of Vertical Flight, 2000

Pelletier A., Bell Aircraft since 1935, 1992

Pugliese, José, El revolucionario CarterCopter, Aeroespacio N° 534, 2000.

Secret Projects Forum


CAPSULA ESPACIAL REVISTA DIGITAL
capsula-espacial.blogspot.com
30
CAPSULA ESPACIAL
capsula-espacial.blogspot.com